

**DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL PARA MOTORES DE
POSICIONAMIENTO DE TOBERA.**

**GERHSON GÓMEZ MEJIA
JHON FREDY DUARTE**

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE OCCIDENTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
DEPARTAMENTO DE AUTOMATICA Y ELECTRONICA
PROGRAMA INGENIERIA ELECTRONICA Y MECATRONICA
SANTIAGO DE CALI
2008**

**DISEÑO DEL SISTEMA DE CONTROL PARA MOTORES DE
POSICIONAMIENTO DE TOBERA.**

**GERHSON GÓMEZ MEJIA
JHON FREDY DUARTE**

**Pasantía para optar los títulos de Ingeniero electrónico e Ingeniero
mecatronico**

Directores

**JAIME AGUILAR
Ingeniero mecánico**

**DRAGO DUSSICH
Ingeniero mecatronico**

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE OCCIDENTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
DEPARTAMENTO DE AUTOMATICA Y ELECTRONICA
PROGRAMA INGENIERIA ELECTRONICA Y MECATRONICA
SANTIAGO DE CALI
2008**

Nota de aceptación:

Aprobado por el Comité de Grado en cumplimiento de los requisitos exigidos por la Universidad Autónoma de Occidente para optar al título de Ingeniero Electrónico Ingeniero mecatronico.

INGENIERO ANDRÉS NAVAS

Jurado

Santiago de Cali, 30 de abril de 2008

AGRADECIMIENTOS

Ingeniero JAIME AGUILAR, Director del CITA, Fuerza Aérea Colombiana.

Ingeniero DIEGO ALMARIO, Director de Ingeniería Mecatrónica, Universidad Autónoma de Occidente.

Ingeniero DRAGO DUSSICH, Docente hora cátedra, Universidad Autónoma de Occidente.

Doctor en física JOSÉ JOAQUÍN VIVAS, decano de la facultad de ciencias básicas, Universidad Autónoma de Occidente.

CONTENIDO

	Pág.
RESUMEN	17
INTRODUCCIÓN	18
1. PLANTEAMIENTO DE LA MISIÓN	19
1.1 DESCRIPCIÓN DEL PRODUCTO	19
1.2 PRINCIPALES OBJETIVOS DE MARKETING	19
1.3 MERCADO PRIMARIO Y SECUNDARIO	19
1.4 PREMISAS Y RESTRICCIONES	19
2. OBJETIVOS	20
2.1 GENERAL	20
2.2 ESPECÍFICOS	20
3. PLANTEAMIENTO E IDENTIFICACION	21
3.1 NECESIDADES DE USUARIO	21
3.2 NECESIDADES DEL CLIENTE	21

	Pág.
3.3 NECESIDADES DE DISEÑO	22
3.4 JERARQUIZACIÓN DE NECESIDADES	22
4. ESPECIFICACIONES PRELIMINARES DEL PRODUCTO	24
4.1 ESTABLECIMIENTO DE UNIDADES Y MEDIDAS	24
4.2 COMPARACIÓN DE LAS NECESIDADES CON SUS MÉTRICAS	25
5. GENERACION DE CONCEPTOS	26
5.1 CLARIFICAR EL PROBLEMA	26
5.1.1 Caja negra	27
5.1.2 Diagrama funcional	27
5.1.3 Descomposición de ruta critica	28
5.2 BÚSQUEDA EXTERNA	29
5.3 BÚSQUEDA INTERNA	29
5.4 EXPLORACIÓN SISTÉMICA	29
5.4.1 Árbol clasificación de conceptos	30

	Pág.
5.4.2 Tabla de combinación de conceptos	34
6. SELECCIÓN DE CONCEPTOS	30
6.1 MATRIZ DE TAMIZAJE	36
6.2 M ATRIZ PARA EVALUAR CONCEPTOS	37
7. DISEÑO A NIVEL DE SISTEMA	38
7.1 ANÁLISIS DE LA ARQUITECTURA DEL PRODUCTO	38
7.2 ESQUEMA DEL PRODUCTO	39
8. DISEÑO INDUSTRIAL	41
8.1 VALORACIÓN DEL DISEÑO INDUSTRIAL	41
8.1.1 Necesidades ergonómicas	41
8.1.2 Necesidades estéticas	42
8.2 DOMINADO POR LA TECNOLOGÍA O POR EL USUARIO	43
9. DISEÑO PARA MANUFACTURA	44
10. DISEÑO DETALLADO	45

10.1 DOCUMENTACION FÍSICA	45
10.1.1 Fuerzas del cohete en el espacio	45
10.1.2 Modelo matemático del cohete	48
10.1.3 Fuerza de empuje (F_e)	50
10.1.4 Fuerza de fricción o arrastre (F_f)	53
10.1.5 Fuerza de perturbación (F_p)	53
10.1.6 Ecuaciones finales	53
10.1.7 Desviación del cohete	53
10.2 IMPLEMENTACIÓN DE MODELO MATEMÁTICO	65
10.2.1 Estrategia de control	72
10.2.3 Selección de actuadores	87
11. CONCLUSIONES	98
BIBLIOGRAFIA	99
ANEXOS	101

LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1. Necesidades de usuario	21
Tabla 2. Necesidades del cliente	21
Tabla 3. Necesidades de diseño	22
Tabla 4. Jerarquización de necesidades de usuario	22
Tabla 5. Jerarquización de necesidades del cliente	23
Tabla 6. Jerarquización de necesidades de diseño	23
Tabla 7. Lista de mediciones	24
Tabla 8. Comparación de sus necesidades con sus métricas	25
Tabla 9. Tabla de combinación de conceptos	35
Tabla 10. Matriz de tamizaje de concepto	36
Tabla 11. Matriz para evaluar conceptos	37
Tabla 12. Relación de elementos físicos y funcionales	38
Tabla 13. Determinación del centroide del área	56

	Pag.
Tabla 14. Determinación del centro de masa	57
Tabla 15. Determinación del centro de masa con tanques de combustible	58
Tabla 16. Reglas de controlador	75
Tabla 17. Ejemplos de algunos valores usados en un servomotor	90
Tabla 18. Datos eléctricos del servomotor	94
Tabla 19. Datos mecánicos del servomotor	94
Tabla 20. Datos mecánicos sin reductor y freno	94
Tabla 21. Datos técnicos de los cables	95
Tabla 22. Datos de dimensiones	97
Tabla 23. Datos eléctricos generales	104
Tabla 24. Condiciones de funcionamiento y del entorno	104

LISTA DE FIGURAS

	Pag.
Figura 1. Caja negra	27
Figura 2. Diagrama funcional	28
Figura 3. Convertidor de señal	31
Figura 4. Procesamiento de señal	31
Figura 5. Controlador	32
Figura 6. Amplificación de señal	32
Figura 7. Actuadores	33
Figura 8. Fuente de alimentación	33
Figura 9. Esquema del producto	39
Figura 10. Agrupación de los elementos en chucks	40
Figura 11. Valoración de las necesidades ergonómicas	41
Figura 12. Valoración de las necesidades estéticas	42
Figura 13. Dominado por la tecnología o por el usuario	43

Figura 14. Dirección de la fuerza	45
Figura 15. Orientación de la fuerza	46
Figura 16. Descomposición de la fuerza	47
Figura 17. Fuerza en sus componentes rectangulares	48
Figura 18. Cohete libre de fuerzas externas	51
Figura 19. Cargas distribuidas	55
Figura 20. Área bajo la curva	55
Figura 21. Aplicación de la fuerza	56
Figura 22. Cohete sin tanques de combustible	57
Figura 23. Cohete y tanques de combustible	58
Figura 24. Centro de masas de cilindros	60
Figura 25. Centro de masa del cohete	64
Figura 26. Diagrama de bloques del modelo matemático	65
Figura 27. Subsistema ángulos	66
Figura 28. Subsistema masa	66

Figura 29. Subsistema eje x	67
Figura 30. Subsistema eje y	67
Figura 31. Subsistema eje z	68
Figura 32. Subsistema ángulo Theta	68
Figura 33. Subsistema ángulo Phi	69
Figura 34. Subsistema Distancia variable	70
Figura 35. Subsistema Pesos	71
Figura 36. Subsistema inercia variable	72
Figura 37. Dirección del cohete	73
Figura 38. Rotación de tobera	73
Figura 39. Esquema del sistema controlador	74
Figura 40. Sistema cardánico	76
Figura 41. Controlador del cohete	77
Figura 42. Fuerza de perturbación y comportamiento del ángulo theta	78
Figura 43. Fuerza de perturbación y comportamiento del ángulo Φ	79

Figura 44. Comportamiento de vuelo del cohete en el eje X	80
Figura 45. Comportamiento de vuelo del cohete en el eje Y	81
Figura 46. Comportamiento de vuelo del cohete en el eje Z	82
Figura 47. Comportamiento del ángulo Beta	83
Figura 48. Comportamiento del ángulo Beta 1	84
Figura 49. Variable lingüística Tasa	85
Figura 50. Variable lingüística Theta	85
Figura 51. Variable lingüística Beta	86
Figura 52. Diagrama de superficie de las reglas	87
Figura 53. Valores posibles de la señal en alto para el servomotor Futaba S3003	91
Figura 54. SERVOMOTOR MTR-AC-55-3S-AA – 526723	93
Figura 55. Momento de giro Vs revoluciones	95
Figura 56. Dimensiones del servomotor	96
Figura 57. Controladores SEC-AC	101

Figura 58. Plano del controlador de motor

105

LISTA DE ANEXOS

	Pag.
Anexo A. Controladores SEC-AC para servomotores	97

RESUMEN

La exploración espacial tiene cada vez más auge e importancia para el desarrollo tecnológico y científico. Debido a esta razón el hombre ha invertido exorbitantes sumas de dinero en la exploración espacial. En esta carrera de la exploración espacial los que llevan la ventaja son los Estados Unidos, Rusia y la agencia espacial europea, los cuales son los países más desarrollados industrialmente.

Gran parte del desarrollo tecnológico de un país está estrechamente ligado con la exploración espacial, además las naciones hoy por hoy están cifrando su economía en sus ventajas competitivas y no en las comparativas, esto es industrialización. Para la industrialización de nuestro país no se puede seguir dependiendo totalmente de la producción agrícola, si no también generar conocimiento científico y tecnológico.

La Fuerza Aérea Colombiana (FAC) ha visto la necesidad de iniciar el desarrollo tecnológico para nuestro país. Para lo cual se propuso un proyecto de enviar un pico satélite de telecomunicaciones a baja órbita por medio de un cohete. La fase más importante de este proyecto es el diseño y elaboración del cohete.

Para la realización de este proyecto se ha conformado un grupo de trabajo en las diferentes áreas de las ciencias e ingenierías, una de las áreas para el desarrollo del proyecto es el control de dirección del cohete, para lo cual se requiere un control electrónico para el posicionamiento de los motores que controlaran la tobera, la cual es la encargada de direccionar el cohete.

Para controlar el posicionamiento de la tobera se diseñó un modelo matemático del cohete en matlab teniendo en cuenta todas sus variables físicas que pueden afectar la dirección y posicionamiento del cohete. Luego se procedió a realizar una estrategia de control con lógica difusa la cual controlara la posición del cohete en el espacio.

INTRODUCCIÓN

No existe un sistema de control para el posicionamiento de una tobera con motores la cual orientara la trayectoria de un cohete espacial que realizara la misión de ubicar un pico satélite en una orbita LEO.

Al desarrollar este proyecto se logra un conocimiento y un avance tecnológico en el campo de la exploración espacial, permitiendo entrar a Colombia en la carrera por la conquista del espacio.

Con este proyecto se beneficiaria toda la sociedad en general ya que el progreso de una nación esta basado en el conocimiento. Al desarrollar esta tecnología se podría entrar a competir con la exportación de productos con alto contenido tecnológico debido a que seria más rentable exportar vehículos espaciales que productos agrícolas lo cual mejoraría la economía del país.

En la realización del proyecto la mayor dificultad que se presentó fue al desarrollar el modelo matemático del cohete debido a que es un sistema de masa variable. Por esta razón muchas variables físicas del modelo como por ejemplo; momentos de inercia, centro de gravedad y momentos de torsión varían en el tiempo. Por lo cual se implementaron ecuaciones para cada una de estas variables que dependieran de la variación de la masa del cohete.

En este proyecto se determino los actuadores de control de la tobera en las coordenadas X, Y. Además se escogió la estrategia de control adecuada para los motores que posicionaran la tobera y por ultimo el desarrollo del algoritmo del controlador.

1. PLANTEAMIENTO DE LA MISIÓN

1.1 DESCRIPCIÓN DEL PRODUCTO

Diseño de estrategia de control para el posicionamiento de una tobera con motores.

1.2 PRINCIPALES OBJETIVOS DE MARKETING

Servir de plataforma para futuros proyectos similares que ayuden al crecimiento tecnológico, y económico del país.

1.3 MERCADO PRIMARIO Y SECUNDARIO

Fuerza Aérea Colombiana (FAC)

1.4 PREMISAS Y RESTRICCIONES

- Facilidad de interacción
- Sistema eficiente
- Sistema confiable

2. OBJETIVOS

2.1 GENERAL

Diseño de la estrategia de control para motores que posicionaran una tobera de motor cohete.

2.2 ESPECÍFICOS

- Determinar los actuadores de control de la tobera en las coordenadas X, Y.
- Determinar la estrategia de control adecuada para los motores que posicionaran la tobera.
- Desarrollo del algoritmo del controlador.

3. PLANTEAMIENTO E IDENTIFICACIÓN

3.1 NECESIDADES DE USUARIO

Tabla 1. Necesidades de usuario

1	Diseño dinámico del cohete.	Modelo matemático del cohete
2	Facilidad de cambios al diseño dinámico	Modelo flexible a cambios
3	Actuadores lo mas compactos posibles.	Ergonomía
4	Los actuadores deben ser lo mas livianos posibles.	Peso de actuadores

3.2 NECESIDADES DEL CLIENTE

Tabla 2. Necesidades del cliente

5	Controlador fácil de modificar.	Controlador flexible a cambios
6	Controlador seguro.	Sistema controlador seguro
7	Simulación del Diseño dinámico del cohete.	Simulación del controlador
8	El sistema debe responder inmediatamente a la señal de control.	Tiempo real
9	El sistema de procesamiento debe estar supervisado por la computadora de vuelo	Software de control
10	El sistema controlador debe consumir la menor potencia posible.	Consumo de potencia
11	El sistema controlador debe ser lo mas liviano posible.	Peso de controlador

3.3 NECESIDADES DE DISEÑO

Tabla 3. Necesidades de diseño

12	Los actuadores del sistema cardánico deben ser de fácil consecución	Facilidad de adquisición
13	Los dispositivos del sistema controlador deben ser muy confiables	Confiabilidad dispositivos
14	Actuadores de muy buena calidad	Calidad actuadores
15	Los dispositivos del sistema controlador deben ser de alta calidad	Calidad dispositivos
16	Facilidad de diseño del sistema controlador	Facilidad de diseño

3.4 JERARQUIZACIÓN DE NECESIDADES

Con la jerarquización de las necesidades identificadas tanto del usuario, cliente y de diseño se pretende determinar cuales de estas necesidades son mas relevantes para realizar el diseño y la toma de decisiones; para este proceso se asumió una calificación de 1 a 5 para el nivel de importancia entendiéndose como 5 la máxima y 1 la mínima relevancia.

Tabla 4. Jerarquización de necesidades de usuario

#	TIPO	NECESIDADES DE USUARIO	IMPORTANCIA
1	DISEÑO	Modelo matemático del cohete	5
2	DISEÑO	Modelo flexible a cambios	4
3	ESTRUCTURA	Ergonomía	3
4	ESTRUCTURA	Peso de actuadores	3

Tabla 5. Jerarquización de necesidades del cliente

#	TIPO	NECESIDADES DEL CLIENTE	IMPORTANCIA
5	DISEÑO	Controlador flexible a cambios	5
6	FUNCIONAMIENTO	Sistema controlador seguro	4
7	DISEÑO	Simulación del controlador	5
8	FUNCIONAMIENTO	Tiempo real	5
9	DISEÑO	Software de control	5
10	DISEÑO	Consumo de potencia	5
11	ESTRUCTURA	Peso de controlador	5

Tabla 6. Jerarquización de necesidades de diseño

#	TIPO	NECESIDADES DEL CLIENTE	IMPORTANCIA
12	ESTRUCTURA	Facilidad de adquisición	4
13	FUNCIONAMIENTO	Confiabilidad dispositivos	4
14	FUNCIONAMIENTO	Calidad actuadores	5
15	FUNCIONAMIENTO	Calidad dispositivos	5
16	DISEÑO	Facilidad de diseño	4

4. ESPECIFICACIONES PRELIMINARES DEL PRODUCTO

4.1 ESTABLECIMIENTO DE UNIDADES Y MEDIDAS

Las métricas son una unidad de medida a la cual se le ha asignado a cada necesidad del cliente, usuario y diseño.

Las métricas son variables dependientes completas y prácticas, en el caso de que una necesidad no sea posible de convertir a una unidad de medida se establecerá de igual forma pero con unidades subjetivas ("Subj.").

Tabla 7. Lista de mediciones

#	NECESIDAD	MÉTRICA	IMP.	UNIDAD
1	4,11	Peso	4	Kg.
2	3	Ergonomía	4	(Subj.)
3	8,9	Control y mando	5	Tiempo
4	6,13,14,15	Seguridad	4	%
5	10	Potencia	4	Watts
6	8	Trasmisión de datos	3	K(bytes) / s
7	1,2,7,9	Software	4	(Subj.)
8	1,2,5,6,7,10,11,16	Diseño	5	(Subj.)
9	3,4,12,13,14,15	Costos	3	\$

4.2 COMPARACIÓN DE SUS NECESIDADES CON SUS MÉTRICAS

Tabla 8. Comparación de sus necesidades con sus métricas

		Métricas	1	2	3	4	5	6	7	8	9
			Peso	Ergonomía	Control y	Seguridad	Potencia	Trasmisión de datos	Software	Diseño	Costos
#	Necesidad	Imp.									
1	Modelo matemático del cohete	5							x	x	
2	Modelo flexible a cambios	4							x	x	
3	Ergonomía	3		x							x
4	Peso de actuadores	3	x								x
5	Controlador flexible a cambios	5								x	
6	Sistema controlador seguro	4				x				x	
7	Simulación del controlador	5							x	x	
8	Tiempo real	5			x			x			
9	Software de control	5			x				x		
10	Consumo de potencia	5					x			x	
11	Peso de controlador	5	x							x	
12	Facilidad de adquisición	4									x
13	Confiabilidad dispositivos	4				x					x
14	Calidad actuadores	5				x					x
15	Calidad dispositivos	5				x					x
16	Facilidad de diseño	4								x	

5. GENERACIÓN DE CONCEPTOS

En este capítulo se escogerá el mejor diseño dentro de una gama de ideas y posibles soluciones, descomponiendo el problema en subproblemas para poder facilitar el análisis de acuerdo con el listado de necesidades, el planteamiento de la misión y algunas especificaciones preliminares.

5.1 CLARIFICAR EL PROBLEMA

Descripción del producto:

Diseño de estrategia de control para el posicionamiento de una tobera con motores.

Necesidades:

- Modelo matemático del cohete
- Modelo flexible a cambios
- Ergonomía
- Peso de actuadores
- Controlador flexible a cambios
- Sistema controlador seguro
- Simulación del controlador
- Tiempo real
- Software de control
- Consumo de potencia
- Peso de controlador
- Facilidad de adquisición
- Confiabilidad dispositivos
- Calidad actuadores
- Calidad dispositivos
- Facilidad de diseño

Especificaciones:

- Peso
- Ergonomía
- Control y mando
- Seguridad
- Potencia
- Transmisión de datos
- Software
- Diseño
- Costos

5.1.1 Caja negra

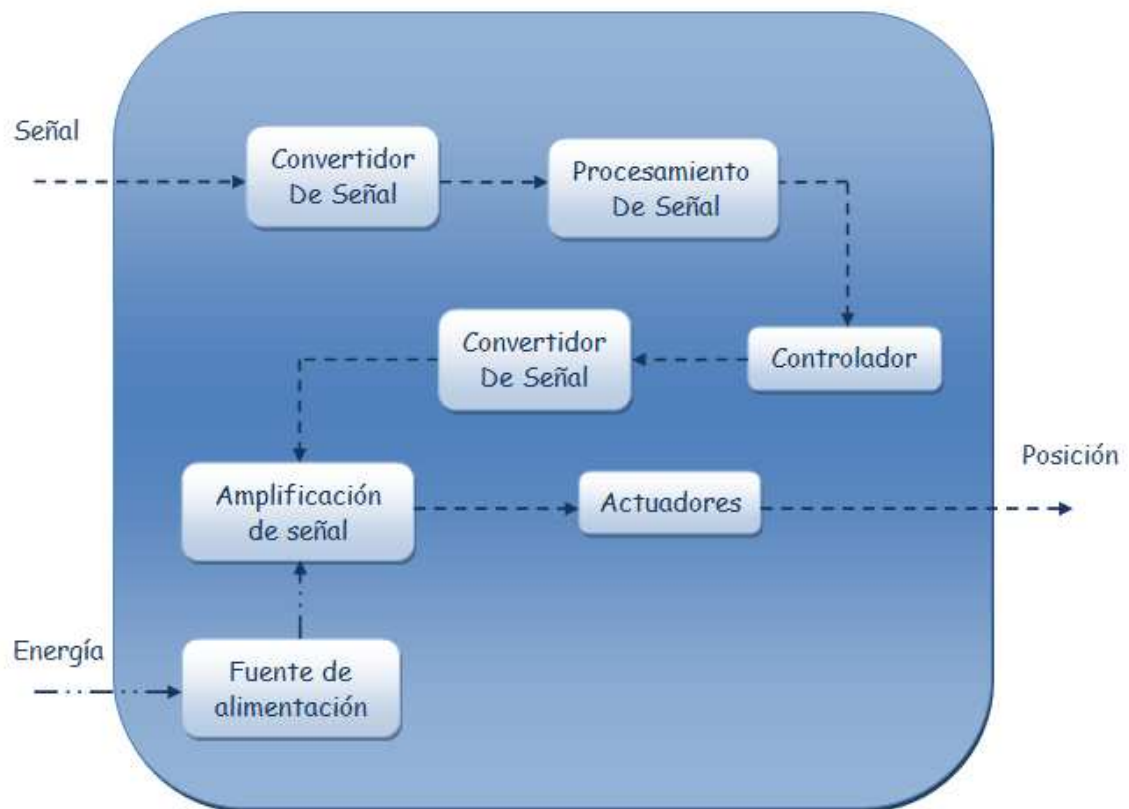
Figura1. Caja negra



En la figura 1 se representara el problema como una caja negra operando sobre energía y flujo de señales.

5.1.2 Diagrama funcional. En el diagrama funcional se subdividirá la caja negra en subfunciones que describirán específicamente que tiene que hacer cada elemento para implementar la función principal.

Figura 2. Diagrama funcional



5.1.3 Descomposición de la ruta crítica. Al descomponer la ruta crítica se pretende encontrar subfunciones que contengan un mayor grado de complejidad que puedan afectar el funcionamiento del sistema cardánico.

- **Subfunciones críticas.** Las siguientes subfunciones determinan los procesos más importantes en el desempeño del sistema.

- **Procesamiento de señal.** La señal será procesada por un software para enviársela al sistema controlador para que pueda operar de forma correcta.

- **Controlador.** Este sistema se encarga de realizar la acción de control que operara los actuadores del sistema cardánico.

5.2 BÚSQUEDA EXTERNA

La búsqueda externa pretende encontrar soluciones para el problema en general, lo cual conlleva a investigar acerca de los mejores recursos y dispositivos usados en proyectos similares.

Después de realizar una búsqueda de soluciones para nuestro trabajo de diseño se encontró la siguiente información.

Para solucionar el problema del sistema controlador se pretende utilizar un controlador en sistemas expertos de tipo fuzzy el cual ofrece muy buen desempeño en sistemas tanto lineales como no lineales, incluso en aquellos sistemas donde es difícil (o incluso imposible) encontrar un modelo matemático exacto del proceso a controlar. Actúan de manera totalmente predecible y además es posible conocer el estado del sistema en cualquier momento y las razones por las que tomó una determinada decisión.

La estructura del controlador propuesta en este trabajo, y en general la de todos los controladores de este tipo, permite su fácil adaptación a nuevos problemas ahorrando tiempo de desarrollo en el controlador.

5.3 BÚSQUEDA INTERNA

En la búsqueda interna se pretende generar ideas y conceptos los cuales se estudiarán y analizarán con base en conocimientos prácticos y teóricos por parte de los integrantes del grupo de trabajo.

5.4 EXPLORACIÓN SISTEMÁTICA

En la exploración sistemática se pretende fragmentar de los conceptos e ideas generadas en las etapas anteriores.

Convertidor de señal

- Conversor análogo digital (A/D)
- Conversor digital análogo (D/A)
- Controlador de interfaz periférico (PIC)

Procesamiento de señal

- Circuito impreso
- PC
- Procesador de señales digitales (DSP)
- Controlador de interfaz periférico (PIC)

Controlador

- Controlador en sistemas expertos (FUZZY)
- Controlador proporcional integral derivativo (PID)
- Control en espacio de estados

Amplificación de señal

- Circuito impreso

Actuadores

- Motores paso a paso
- Servomotores
- Motor DC

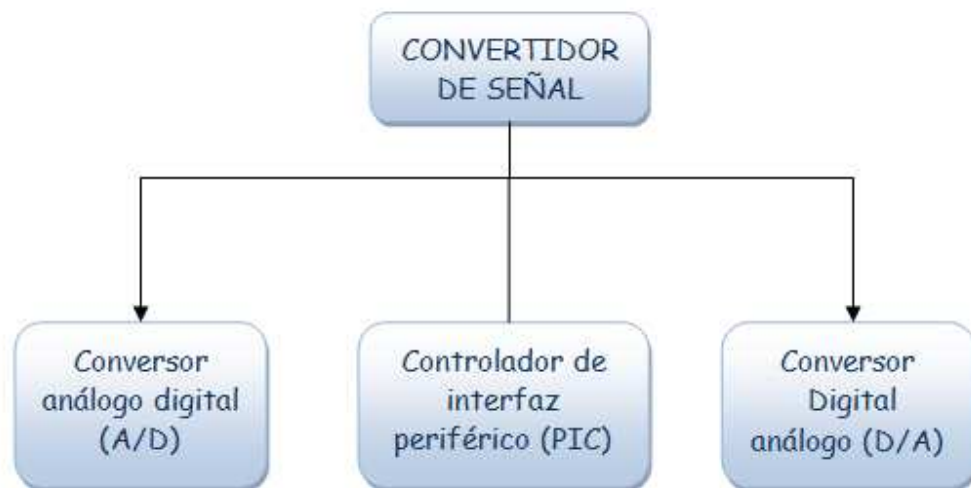
Fuente de alimentación

- Baterías
- Celdas solares

5.4.1 Árbol de calcificación de conceptos. En el árbol de clasificación de conceptos se pretende el refinamiento de la descomposición funcional para una rama específica.

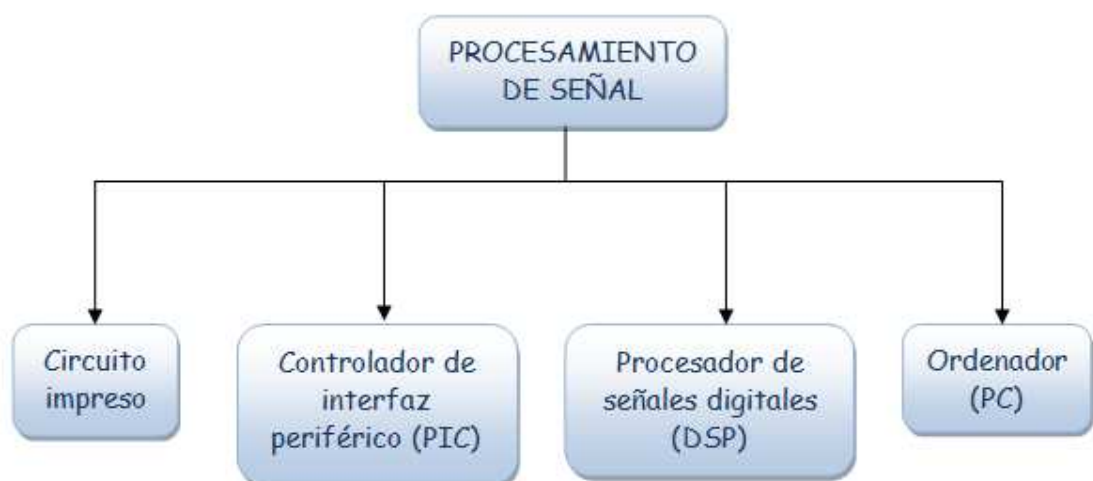
- **Convertidor de señal.**

Figura 3. Convertidor de señal



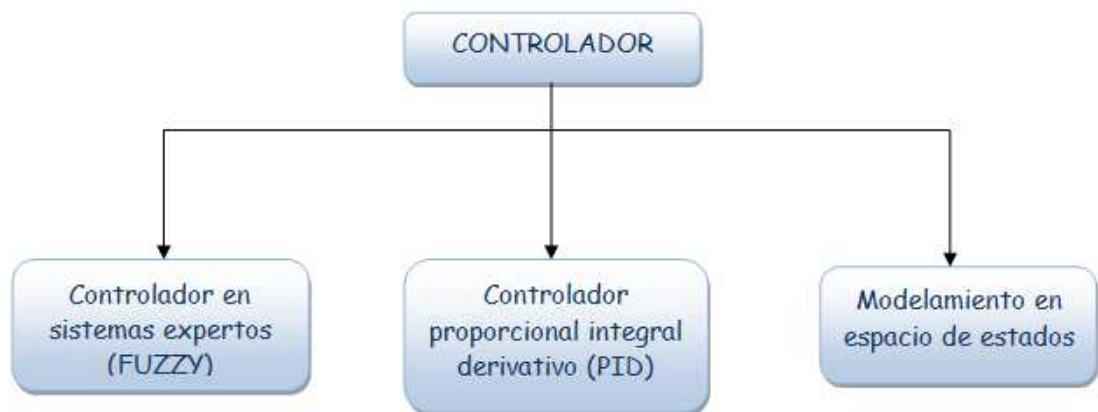
- **Procesamiento de señal**

Figura 4. Procesamiento de señal



- **Controlador**

Figura 5. Controlador



- **Amplificación de señal**

Figura 6. Amplificación de señal



- **Actuadores**

Figura 7. Actuadores



- **Fuente de alimentación**

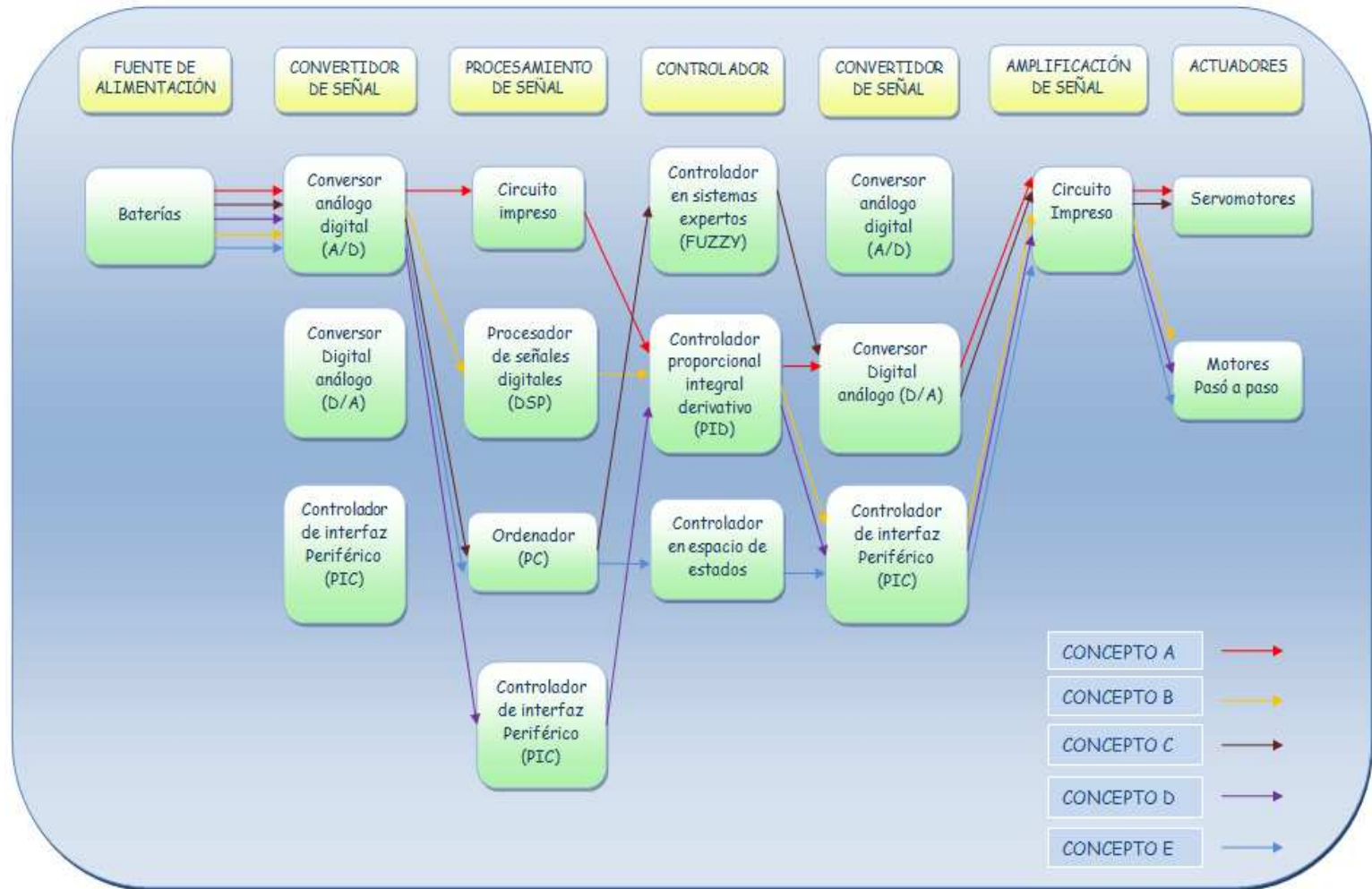
Figura 8. Fuente de alimentación



5.4.2 Tabla de combinación de conceptos. Los conceptos generados en las etapas anteriores se importaran en una tabla de combinación de conceptos la cual permite identificar las posibles combinaciones de soluciones para las subfunciones y obtener la solución más óptima.

No todas las posibles combinaciones son una solución al problema general, solo se estimula la búsqueda para la mejor solución.

Tabla 9. Tabla de combinación de conceptos



6. SELECCIÓN DE CONCEPTOS

6.1 MATRIZ DE TAMIZAJE

La matriz de tamizaje ayuda a desarrollar el mejor concepto generado en la tabla de combinaciones, al realizar la matriz se deben tener en cuenta los siguientes puntos.

- Establecer criterios de selección mas compétete.
- Establecer una ponderación de los criterios y dar un valor de calificación a cada concepto.
- Asignar una posición prioritaria de acuerdo al valor de calificación.
- Seleccionar el concepto con el valor de calificación.

Tabla 10. Matriz de tamizaje de conceptos

CRITERIOS DE SELECCIÓN	A	B	C	D	E	REFERENCIA
Modelo flexible a cambios	-	-	+	0	+	0
Controlador flexible a cambios	-	-	+	-	-	0
Sistema controlador seguro	0	0	0	0	0	0
Tiempo real	-	0	+	0	+	0
Software de control	0	0	0	0	0	0
Peso de controlador	+	+	-	+	+	0
Simulación del controlador	0	0	0	0	0	0
Facilidad de diseño	-	-	+	-	-	0
positivos	1	1	4	1	3	
iguales	3	4	4	5	4	
negativos	4	3	1	2	2	
total	-3	-2	3	-1	1	
orden	5	4	1	3	2	
continuar	NO	NO	SI	Comb.	SI	

Calificación de cada concepto de la tabla 9: (+) Mejor, (0) Igual, (-) Peor.

6.2 MATRIZ PARA EVALUAR CONCEPTOS

En la siguiente matriz se evalúa el concepto con el valor más alto de la matriz de tamizaje para definir el mejor concepto a utilizar.

Tabla 11. Matriz para evaluar conceptos

			CONCEPTO		CONCEPTO		CONCEPTO
			A		B		C
CRITERIOS DE SELECCIÓN	% POND.	NOTA	CRITERIO POND.	NOTA	CRITERIO POND.	NOTA	CRITERIO POND.
Modelo flexible a cambios	20	1	0,2	2	0,4	5	1
Controlador flexible a cambios	20	1	0,2	1	0,2	5	1
Sistema controlador seguro	10	4	0,4	4	0,4	4	0,4
Tiempo real	5	2	0,1	3	0,15	3	0,15
Software de control	15	2	0,3	2	0,3	4	0,6
Peso de controlador	10	4	0,4	4	0,4	3	0,3
Simulación del controlador	15	3	0,45	3	0,45	4	0,6
Facilidad de diseño	5	2	0,1	2	0,1	3	0,15
TOTAL			2,15		2,4		4,2
ORDEN			3		2		1
CONTINUA			NO		NO		SI

7. DISEÑO A NIVEL DE SISTEMA

7.1 ANÁLISIS DE LA ARQUITECTURA DEL PRODUCTO

Para la determinar el tipo de arquitectura del dispositivo se relacionan los elementos físicos y funcionales teniendo en cuenta lo siguiente.

Arquitectura modular

- Los conjuntos implementan una o varias funciones.
- La iteración de los conjuntos esta bien definida.
- Ventajas de simplicidad en sus componentes.

Arquitectura integral

- Los elementos funcionales son implementados por varios conjuntos.
- La interacción entre los conjuntos se encuentra pobremente definida.
- Desempeño elevado y reducción de costos.

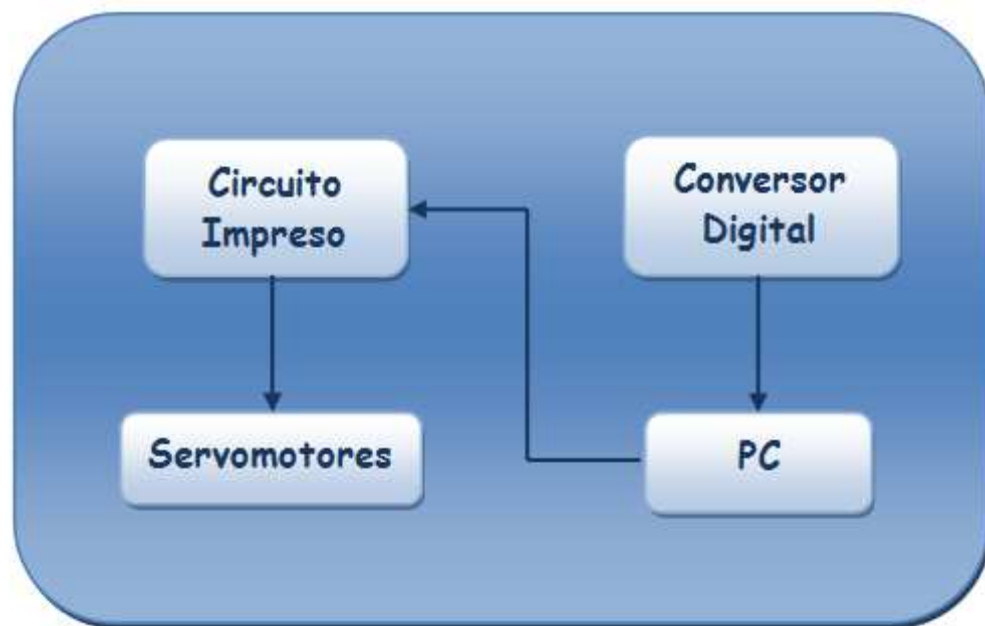
Tabla 12. Relación de elementos físicos y funcionales

	ELMENTOS FUNCIONALES	ELMENTOS FISCOS	
#	FUCIONES	RELACION	ELEMENTOS
A	Posicionar	A, E	Servomotores
B	Amplificacion de señal	B	Circuito impreso
C	Convertir señal	C	Conversor digital
D	Procesamiento de señal	D, E	Pc
E	Controlador		

Considerando la relación de los elementos físicos y fusiónales se concluye que la arquitectura del diseño es modular.

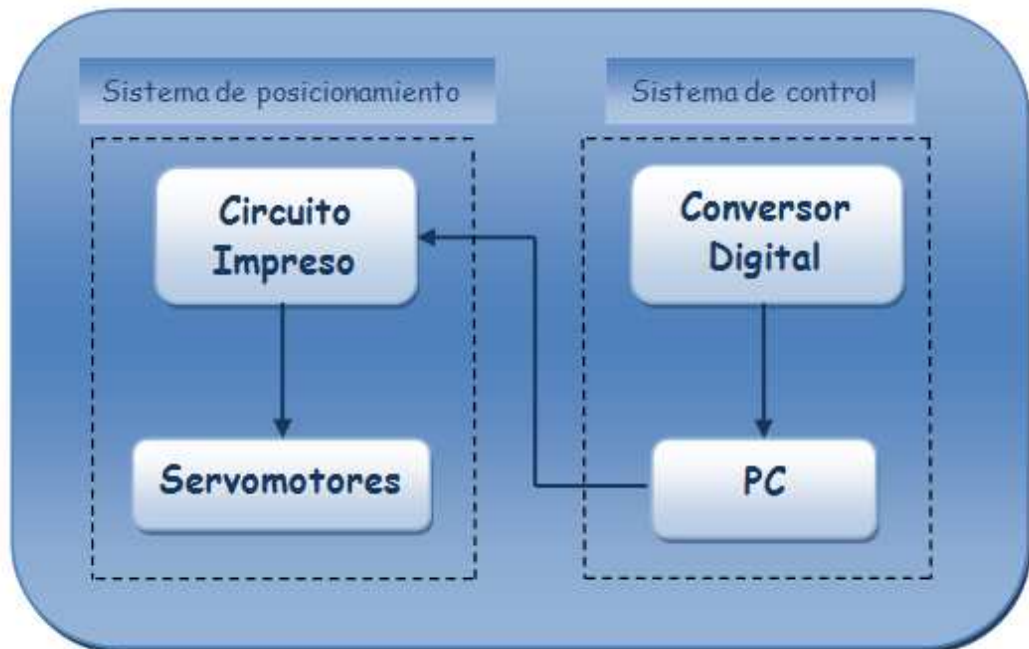
7.2 ESQUEMA DEL PRODUCTO

Figura 9. Esquema del producto



En la figura anterior se observa como interactúan los elementos que componen el dispositivo, estableciendo las interacciones fundamentales.

Figura 10. Agrupación de los elementos en chucks



- **Sistema de posicionamiento.** Los elementos contenidos de esta agrupación proveen el posicionamiento angular de la tobera.
- **Sistema de control.** Los elementos contenidos en esta agrupación proveen la estrategia de control para los actuadores del sistema.

8. DISEÑO INDUSTRIAL

8.1 VALORACIÓN EN EL DISEÑO INDUSTRIAL

Para realizar la valoración del diseño industrial en el desarrollo del producto, se deben tener en cuenta básicamente dos elementos fundamentales:

- Necesidades estéticas
- Necesidades ergonómicas

La valoración de las necesidades se encuentra en un rango de bajo, medio y alto en función de su relevancia dentro del proceso.

8.1.1 Necesidades ergonómicas

Figura 11. Valoración de las necesidades ergonómicas



- **Facilidad de uso.** La valoración de este elemento es baja, debido a que el sistema controlador no tendrá interacción con el usuario.
- **Facilidad de mantenimiento.** La valoración de este elemento es medió, debido a que la posibilidad de reutilizar el dispositivo contiene una probabilidad muy baja.
- **Cantidad de interacciones.** La valoración de este elemento es baja, debido a que el sistema no operara con el usuario.
- **Novedad de las interacciones.** Observando las necesidades planteadas, la valoración de este elemento no forma parte de las consideraciones que deban deparar un esfuerzo de desarrollo, por esta razón se ubican en un punto bajo.
- **Seguridad.** La valoración de este elemento es media, debido a que el sistema controlador no tendrá interacción con el usuario.

8.1.2 Necesidades Estéticas

Figura 12. Valoración de las necesidades estéticas



- **Diferenciación del producto.** La valoración de esta necesidad es baja debido a que el diseño no es un producto comercializable, es uso exclusivo para las fuerzas militares.
- **Orgullo de posesión.** La valoración de esta necesidad es baja, debido a que no es un requerimiento fundamental para el diseño.
- **Motivación de grupo.** La valoración de esta necesidad es alta debido a que es un parámetro que garantiza el éxito del proyecto.

8.2 DOMINADO POR LA TECNOLOGÍA O POR EL USUARIO

Luego de haber realizado los análisis correspondientes a la valoración de las necesidades ergonómicas y estéticas del dispositivo, se planteo un aspecto adicional al DI (Diseño Industrial), al identificar si el producto que se encuentra en desarrollo se ve dominado por la tecnología o por el usuario.

El diseño del producto se encuentra *dominado por la tecnología*, debido a que el dispositivo esta capacitado para realizar una labor técnica especifica y no tendrá interacción con el usuario.

Figura 13. Dominado por la tecnología o por el usuario



9. DISEÑO PARA MANUFACTURA

El diseño para la manufactura es una práctica de desarrollo que enfatiza en los aspectos de manufactura (Producción) a través de todo el proceso de desarrollo, por otro lado, es una filosofía encaminada a desarrollar un buen proceso durante todo el transcurso de la producción enfocado a los aspectos de manufactura y reducción de costos sin sacrificar la calidad final del producto.

En el desarrollo de este proyecto no se involucra el diseño de piezas mecánicas debido a que se implementara un software de control para los actuadores de la tobera. Adicionalmente los actuadores que se compraran tienen disponibles sus drivers de potencia.

Por los motivos anteriormente mencionados el diseño de este proyecto no contiene ningún proceso de manufactura.

10. DISEÑO DETALLADO

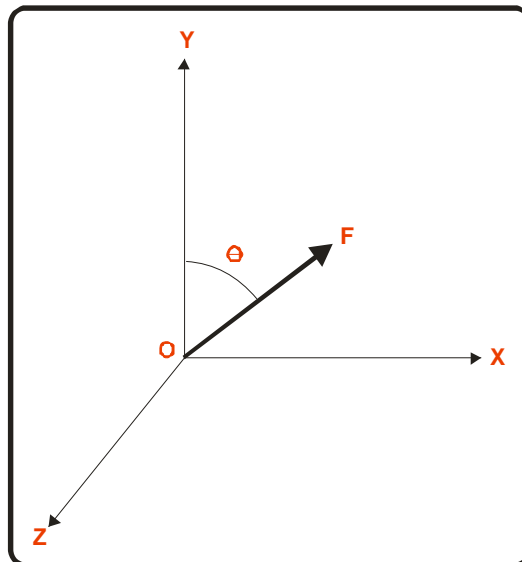
10.1 DOCUMENTACIÓN FÍSICA

En este capítulo se desarrollara un análisis físico de las fuerzas que actuaran en el cohete

10.1.1 Fuerzas del cohete en el espacio. Desarrollaremos un análisis general de la descomposición de una fuerza F en sus tres componentes vectoriales rectangulares F_x , F_y y F_z .

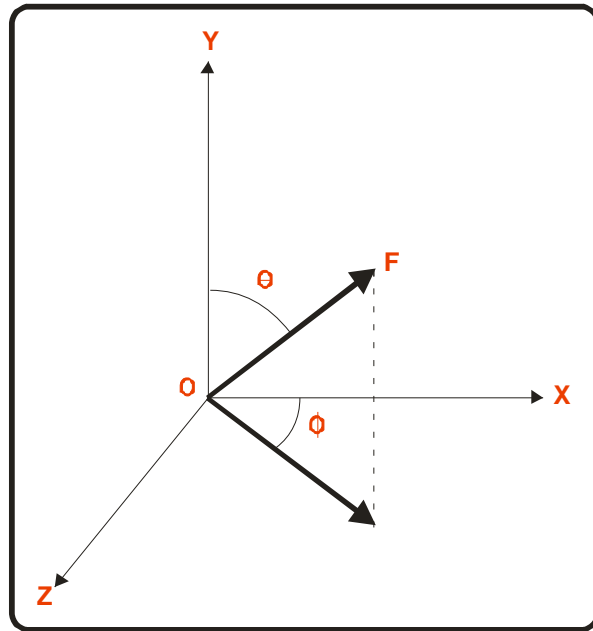
“Consideraremos la fuerza F aplicada al origen O del sistema de coordenadas rectangulares X , Y y Z ”¹. la dirección de F esta definida por el ángulo θ como se muestra en la figura 14 y su orientación por el ángulo ϕ como se muestra en la figura 15.

Figura 14. Dirección de la fuerza



¹ BEER, Ferdinand; RUSSELL, E. Mecánica Vectorial para ingenieros. Estática, 6 ed. Madrid: McGraw Hill, 1997. Pág. 45.

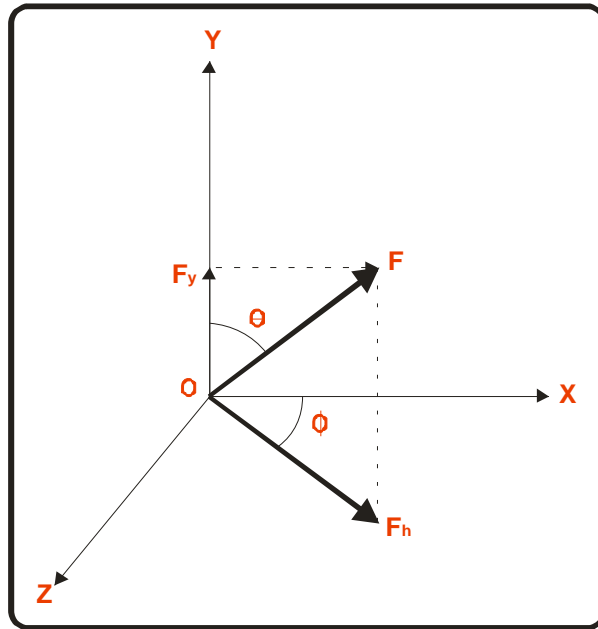
Figura 15. Orientación de la fuerza



La fuerza F puede descomponerse en una componente vertical F_y y una componente horizontal F_R como se muestra en la figura 16.

$$F_y = F \cos \theta \quad F_R = F \sin \theta$$

Figura 16. Descomposición de la fuerza

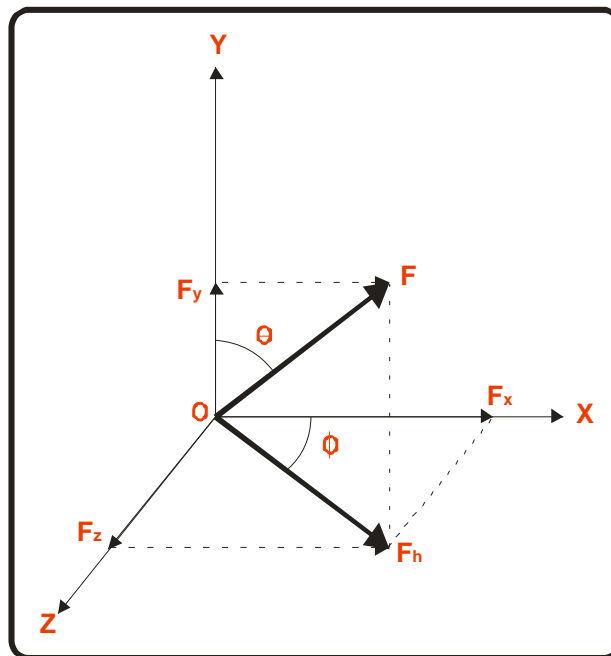


Pero F_h puede ser descompuesta en dos componente rectangulares F_x y F_z según los ejes X y Z respectivamente esta operación se puede observar en la figura 17.

$$F_x = F_h \cos \phi \qquad F_x = F \sin \theta \cos \phi$$

$$F_z = F_h \sin \phi \qquad F_z = F \sin \theta \sin \phi$$

Figura 17. Fuerza en sus componentes rectangulares



10.1.2 modelo matemático del cohete. A continuación realizaremos el estudio de fuerzas en tercera dimensión aplicadas al cohete.

Las fuerzas externas a las cuales esta sometido el cohete son:

- Fuerza de perturbación (F_p).
- Fuerza de empuje (F_e).
- Fuerza de fricción o arrastre (F_f).
- Fuerza de gravedad (mg).

El análisis de la dinámica del cohete se realizara en tercera dimensión. Se considerara el cohete como la sumatoria de las fuerzas externas de acuerdo a la segunda ley de Newton.

$$F_p + F_e - F_f - mg = ma \quad (1)$$

Se procede a realizar un análisis similar al realizado anteriormente para una fuerza F .

- **Componente vertical.**

$$\sum F_y = ma_y$$

$$F_p \cos\theta + F_g \cos\theta - F_f \cos\theta - mg \cos\theta = m\ddot{y} \quad (2)$$

La fuerza de perturbación se considera perpendicular al eje Y, y la fuerza de gravedad paralela al eje Y, por lo tanto la ecuación numero (2) quedara de la siguiente forma.

$$\ddot{y} = \frac{F_p \cos\theta}{m} - \frac{F_f \cos\theta}{m} - g \quad (3)$$

- **Componente horizontal.**

$$F_p \sin\theta + F_g \sin\theta - F_f \sin\theta - mg \sin\theta = F_h$$

Debido a que la gravedad se considero paralela al eje Y este termino se cancela en la ecuación numero (4)

$$F_p \sin\theta + F_g \sin\theta - F_f \sin\theta = F_h \quad (4)$$

- **Componentes rectangulares en X y Z.** La fuerza F_h puede ser descompuesta en dos componentes rectangulares F_x y F_z de la siguiente forma.

$$F_x = F_h \cos\phi = F_p \sin\theta \cos\phi + F_g \sin\theta \cos\phi - F_f \sin\theta \cos\phi \quad (5)$$

$$F_p \sin\theta \cos\phi + F_e \sin\theta \cos\phi - F_f \sin\theta \cos\phi = m\ddot{x}$$

$$\ddot{x} = \frac{F_p \sin\theta \cos\phi}{m} + \frac{F_e \sin\theta \cos\phi}{m} - \frac{F_f \sin\theta \cos\phi}{m} \quad (6)$$

$$F_z = F_h \sin\phi = F_p \sin\theta \sin\phi + F_e \sin\theta \sin\phi - F_f \sin\theta \sin\phi \quad (7)$$

$$F_p \sin\theta \sin\phi + F_e \sin\theta \sin\phi - F_f \sin\theta \sin\phi = m\ddot{z}$$

$$\ddot{z} = \frac{F_p \sin\theta \sin\phi}{m} + \frac{F_e \sin\theta \sin\phi}{m} - \frac{F_f \sin\theta \sin\phi}{m} \quad (8)$$

Para el diseño del controlador fuzzy de posición del cohete se debe tener en cuenta un ángulo de la tobera diferente al ángulo del cohete, debido a que la tobera reorientará el cohete a una posición deseada y al mismo tiempo canaliza la fuerza de empuje del cohete.

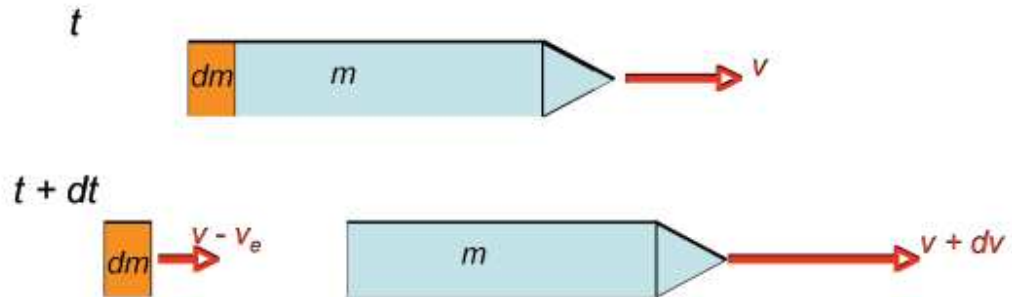
El empuje se descompone respecto al ángulo del cohete y la tobera θ y β respectivamente.

La fuerza de perturbación y el arrastre se descomponen respecto al ángulo del cohete θ .

10.1.3 Fuerza de empuje (F_e). “Consideraremos el cohete en esta sección que su movimiento es libre. En el instante t tiene una masa $m+dm$ y se mueve con velocidad V con respecto a un observador externo inercial. Un instante dt después, el cohete se mueve a una velocidad $v+dv$, habiendo expelido una masa dm de gases a una velocidad $-V_e$ con respecto a sí mismo (ver figura 18)”².

² SERWAY, A. Raymond; BEICHNER, J. Robert. Física para ciencias e ingeniería, Tomo I. 5 ed. Mexico D F: Mc Graw-Hill 2002. pág. 278.

Figura 18. Cohete libre de fuerzas externas



El observador inercial vera la masa dm de gases moverse a una velocidad $V - V_e$. Los momentos lineales p_i y p_f en el instante t y $t + dt$, son:

$$P_i = (m + dm) v = mv + dm v$$

$$P_f = m (v + dv) + dm (v - v_e)$$

$$P_f = mv + mdv + dm v - dm v_e$$

Como no hay fuerzas externas, la 2a ley de Newton dice que el momento lineal se conserva:

$$mv + dm v = mv + mdv + dm v - dm v_e$$

Se puede observar que los dos términos del momento inicial son cancelados por términos que aparecen en el momento final:

$$mdv = dm v_e$$

El último paso es dividir entre dt para obtener la siguiente ecuación:

$$m\dot{v} = \dot{m}v_e$$

Quedando la fuerza del empuje del cohete de la siguiente forma:

$$F_e = \dot{m}v_e \quad (12)$$

Un cohete disminuye su masa con el tiempo, para lograr aumentar su velocidad. Se trata de un sistema de masa variable.

La masa total del cohete esta dada por la masa del combustible más la masa de su carga útil, es necesario determinar la masa en función del tiempo para obtener un buen modelo matemático del cohete.

Suponemos que la cantidad de combustible quemado en la unidad de tiempo \dot{m} , es constante,

$$\dot{m} = \frac{dm}{dt}$$

Integrando la expresión anterior tenemos:

$$\int_{m_i}^{m_f} dm = \int_0^t \dot{m} dt$$

De la siguiente expresión obtenemos la masa del cohete en el instante t.

$$m_f = m_i + \dot{m}t \quad (13)$$

Despejando \dot{m} obtenemos,

$$\frac{m_f - m_i}{t} = \dot{m} \quad (14)$$

10.1.4 Fuerza de fricción o arrastre (F_f). “Las fuerzas de fricción en fluidos pueden expresarse de la siguiente manera”³.

$$F_f = -K\eta v \text{ Donde } K\eta = b$$

$$F_f = -bv \quad (15)$$

K : Depende de la forma del cuerpo.

η : Depende de la fricción interna del fluido y se conoce como coeficiente de viscosidad.

v : Velocidad del cohete.

10.1.5 Fuerza de perturbación (F_p). La fuerza de perturbación la hemos definido como una fuerza externa debido a los vientos cruzados que cambian la trayectoria del cohete.

10.1.6 Ecuaciones finales. Reescribiendo nuestro sistema de ecuaciones (3), (6) y (8) quedan de la siguiente manera.

$$\ddot{y} = \frac{\dot{m}v_e \cos\theta}{m} - \frac{b\dot{y} \cos\theta}{m} - g \quad (16)$$

$$\ddot{x} = \frac{F_p \sin\theta \cos\phi}{m} + \frac{\dot{m}v_e \sin\theta \cos\phi}{m} - \frac{b\dot{x} \sin\theta \cos\phi}{m} \quad (17)$$

$$\ddot{z} = \frac{F_p \sin\theta \sin\phi}{m} + \frac{\dot{m}v_e \sin\theta \sin\phi}{m} - \frac{b\dot{z} \sin\theta \sin\phi}{m} \quad (18)$$

10.1.7 Desviación de cohete. De acuerdo a la información suministrada por la Fuerza Aérea Colombiana, las fuerzas externas del cohete producidas por el viento son las que causan la desviación del cohete fuera de su eje vertical Y produciendo los ángulo (θ y ϕ) y una desviación de posición en los ejes X y Z.

³ ALONSO, Marcelo; FINN, Edgard J. Física volumen 1. Mecánica, 3 ed. Mexico D F: Pearson, 1976. pág. 173.

Para el cálculo del ángulo de desviación (θ) se parte del hecho que la fuerza del viento se comporta como una fuerza distribuida sobre el cohete (*ver figura 19.*). La cual puede reemplazarse como una fuerza concentrada en un solo punto (*ver figura 21.*), la magnitud de dicha fuerza es igual al área bajo la curva y su línea de acción pasa a través de dicha área.

Esta fuerza concentrada puede utilizarse para determinar el torque alrededor de un punto (centro de masa).

$$\tau = F \cdot d \quad (19)$$

El análogo rotacional de la segunda ley de movimiento de Newton $F = ma$ es:

$$\tau = I \cdot \alpha \quad (20)$$

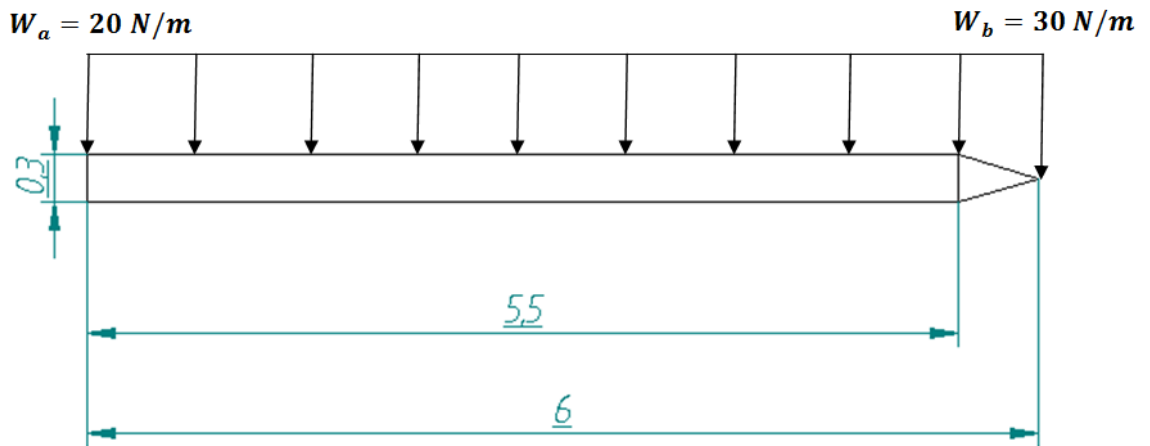
El momento de torsión que actúa sobre el cuerpo es proporcional a su aceleración angular y la constante de proporcionalidad es el momento de inercia. Al igualar las ecuaciones (19) y (20) se obtiene la aceleración angular, la cual es la segunda derivada de la posición angular que en este caso es el ángulo de desviación del cohete (θ).

$$F \cdot d = I \cdot \alpha$$

$$\alpha = \frac{F \cdot d}{I} \quad (21)$$

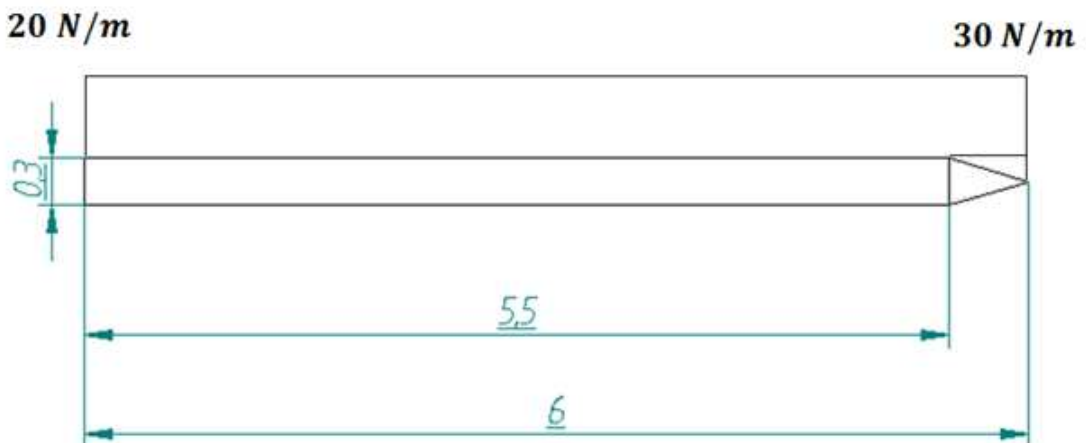
Según datos obtenidos por la fuerza aérea de algunos estudios la distribución de las cargas sobre la superficie del cohete producidas por el viento tendrían valores promedios entre 20 N/m y 30 N/m.

Figura 19. Cargas distribuidas



“La magnitud de la resultante de la carga es igual al área bajo la curva y la línea de acción de la resultante pasa a través del centroide de dicha área”⁴. Se divide el área bajo la curva de la carga en un rectángulo y un triángulo, obteniendo los valores mostrados en la (Tabla 13)

Figura 20. Área bajo la curva



⁴BEER, Op. cit., p. 240.

Tabla 13. Determinación del centroide del área.

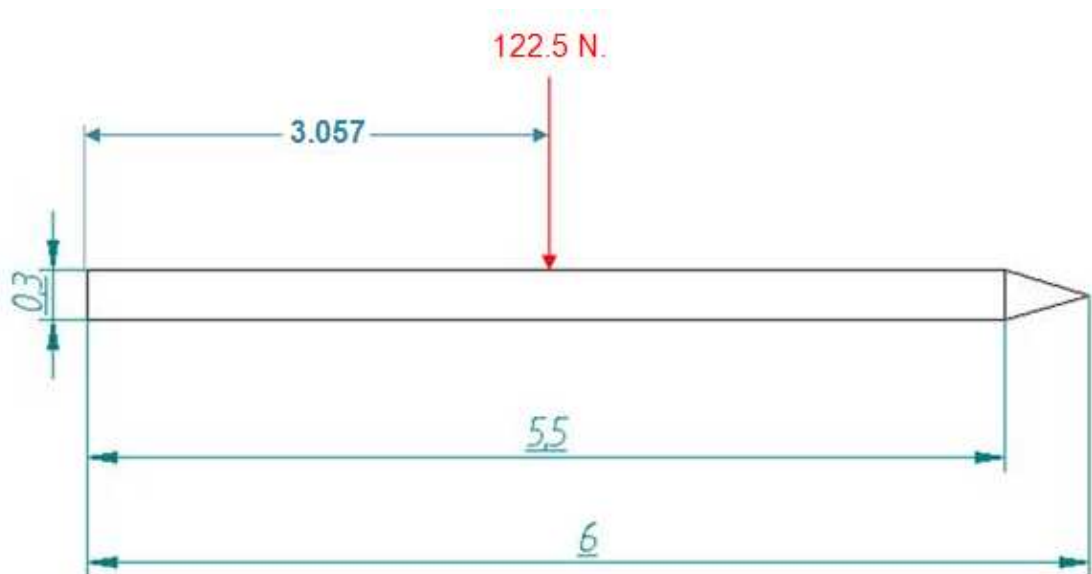
Componente	Area N		\bar{x}	$\bar{X}A$
Rectangulo	L x L	120	3m	360 Nm
Triangulo	(B x h)/2	2.5	5.833	14.575 Nm
	ΣA	122.5	$\Sigma \bar{X}A$	374.575 Nm

La línea de acción esta localizada a una distancia:

$$\bar{X} = \frac{\Sigma \bar{x}A}{\Sigma A} = \frac{374.575 \text{ Nm}}{122.5 \text{ N}} = 3.057 \text{ m}$$

La carga concentrada equivalente es 122.5 N, ver (figura 21.)

Figura 21. Aplicación de la fuerza



- **Centro de gravedad del cohete.** El cohete es un cuerpo que “puede dividirse en varias formas comunes y esta construido de un material homogéneo, su centro de gravedad se puede determinar mediante las siguientes ecuaciones”⁵.

$$\bar{X} = \frac{\Sigma \bar{x}W}{\Sigma W} \quad \bar{Y} = \frac{\Sigma \bar{y}W}{\Sigma W} \quad \bar{Z} = \frac{\Sigma \bar{z}W}{\Sigma W} \quad (22)$$

Las ecuaciones anteriores determinan las coordenadas del centro de gravedad del cohete.

Figura 22. Cohete sin tanques de combustible

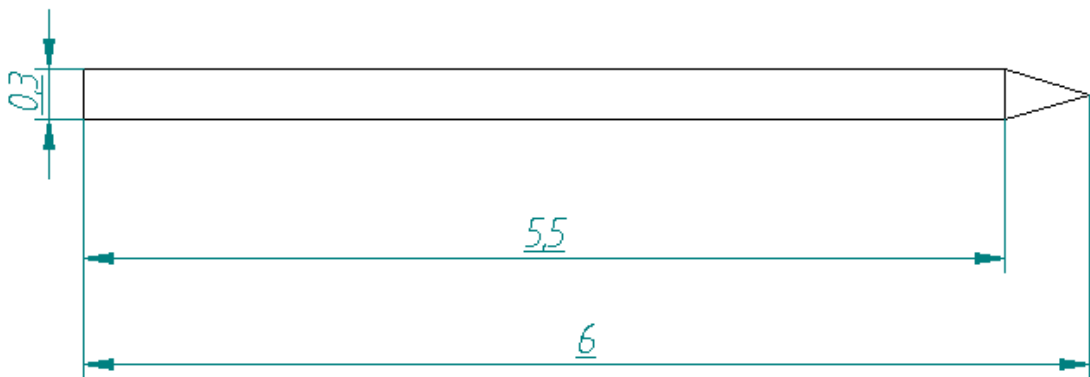


Tabla 14. Determinación del centro de masa.

Componente	Peso Kg	\bar{x}	$\bar{x}W$
Cilindro	105.730	2.750	290.757
Cono	3.270	5.625	18.394
ΣW	109.000	$\Sigma \bar{x}W$	390.151

⁵ Ibíd., p. 254

En la tabla anterior se descompone el cohete en sus diferentes partes obteniendo un cilindro y un cono.

El centro de gravedad del cohete esta localizado a una distancia:

$$\bar{X} = \frac{\Sigma \bar{x}W}{\Sigma W} \quad \bar{X} = \frac{390.151 \text{ kg} \cdot \text{m}}{109.000 \text{ kg}} = 3.579 \text{ m}$$

Se procede a calcular el centro de masa del cohete con sus tanques de combustible, debido a que su centro de masa varía a medida que se consume el combustible, por esta razón se obtiene un sistema de masa y centro de masa variables.

Figura 23. Cohete y tanques de combustible

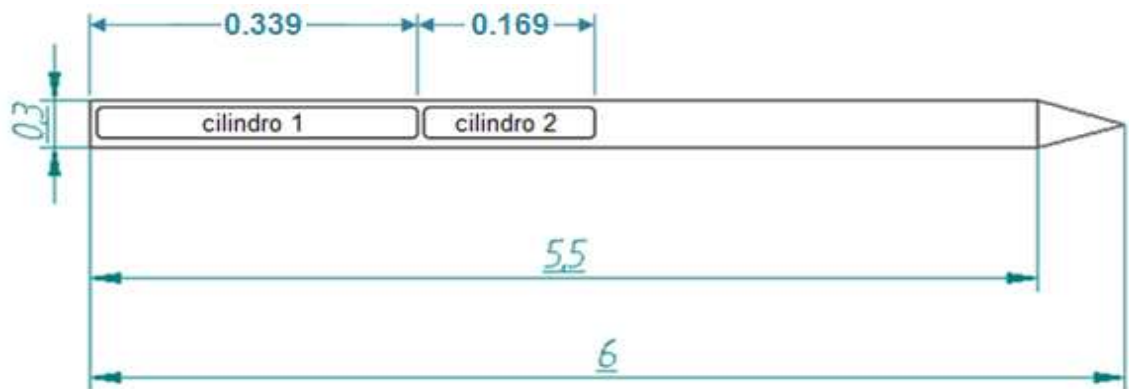


Tabla 15. Determinación del centro de masa con tanques de combustible.

Componente	Peso Kg	\bar{x}	$\bar{x}W$
Cohete Vacio	109.000	3.579m	390.111
Cilindro 1	272.250	0.169 m	46.010
Cilindro 2	90.750	0.423 m	38.387
ΣW	472.000	$\Sigma \bar{x}W$	474.508

El centro de gravedad del cohete con sus tanques de combustible esta localizado a una distancia:

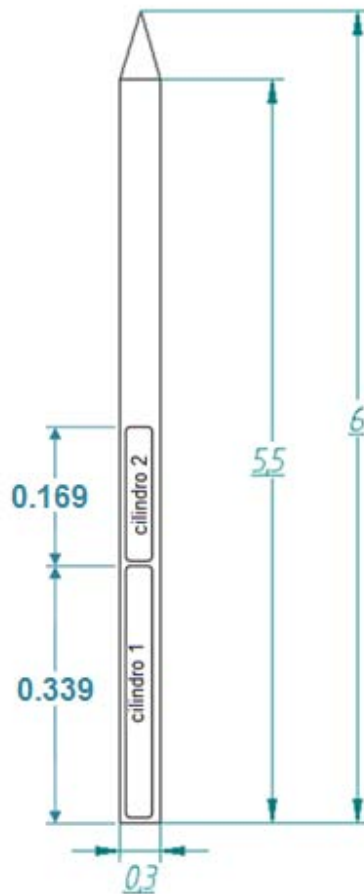
$$\bar{X} = \frac{\Sigma \bar{x}W}{\Sigma W} \quad \bar{X} = \frac{474.508 \text{ kg} \cdot \text{m}}{472.000 \text{ kg}} = 1.005 \text{ m}$$

- **Variación del centro de masa.** El cohete es un sistema de masa variable debido a que el combustible se consume a medida que transcurre el tiempo por tal motivo su centro de masa varia a una velocidad determinada.

El cohete esta conformado por dos cilindros los cuales contienen oxigeno líquido y queroseno respectivamente, los centros de masa que varían son los de estos cilindros a medida que transcurre el tiempo de vuelo⁵.

➤ **Variación de centro de masa de cilindro 1.**

Figura 24. Centro de masas de cilindros



Como se observa en la (figura 23.) y en la (tabla 15.) el *cilindro 1* tiene su centro de masa a 0.169 metros de altura, para determinar la velocidad con la que varía en centro de masa a medida que el oxígeno líquido se consume se parte de la siguiente relación:

$$\frac{dy}{dt} = V$$

$$\int_{y_i}^{y_f} dy = \int_0^t V dt$$

$$y_f - y_0 = Vt$$

$$V = \frac{y_f - y_0}{t} = \frac{0 - 0.169}{60}$$

Debido a los datos suministrados por la fuerza aérea el tiempo toma un valor de 60s, por lo tanto la velocidad tiene el siguiente valor:

$$V = \frac{-0.169}{60} = -0.0028 \text{ m/s}$$

La velocidad toma un valor negativo dado que los gases de la combustión son expulsados en una dirección opuesta a la dirección del cohete. La ecuación del movimiento del centro de masa para el *cilindro 1* es la siguiente:

$$y_f = 0.169 - 0.0028(t) \quad (23)$$

➤ **Variación de centro de masa de cilindro 2.** El cilindro 2 tiene su centro de masa a 0.423m debido a que se encuentra sobre el cilindro 1 (ver figura 24.) procediendo de una manera similar a la anterior se obtiene su velocidad del cambio de centro de masa.

$$V = \frac{y_f - y_0}{t} = \frac{0.339 - 0.423}{60}$$

$$V = -0.0014 \text{ m/s}$$

La ecuación del movimiento del centro de masa para el cilindro 2 es la siguiente:

$$y_f = 0.423 - 0.0014(t) \quad (24)$$

Para obtener la variación del centro de masa total del cohete se varia el valor de \bar{x} de el cilindro 1 y cilindro 2 por medio de las ecuaciones (23) y (24) respectivamente (ver *tabla 15.*) y la variación de los pesos de los cilindros por medio de las ecuaciones (13) y (14).

- **Momentos de inercia.** El momento de inercia es una medida de la resistencia de un objeto a cambiar en su momento rotacional, a diferencia del momento de torsión que es la tendencia de una fuerza a hacer girar un objeto alrededor de cierto eje.

Para un cuerpo como el cohete que consiste de varias formas simples como el cilindro y el cono se puede obtener el momento de inercia de dicho cuerpo con respecto a un eje dado calculando primero los momentos de inercia de las partes que lo constituyen con respecto al eje deseado y sumándolos después.

➤ **Momento de inercia del cohete sin sus cilindros de combustible.** Se calculara el momento de inercia con respecto al eje que se encuentra en su centro de masa (ver *figura 25.*), el momento de inercia del cono con respecto al eje que pasa por el punto A es:

$$I = \frac{3}{5}m \left(\frac{1}{4} r^2 + h^2 \right)$$

El teorema de ejes paralelos establece que el momento de inercia alrededor de cualquier eje que es paralelo y se encuentra a una distancia D del eje es:

$$I = I_{CM} + MD^2$$

Por lo tanto el momento de inercia del cono respecto al eje del centro de masa del cohete es:

$$I_{cono} = \frac{3}{5}m \left(\frac{1}{4} r^2 + h^2 \right) + md^2$$

$$I_{cono} = 8.376 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

Se calculara el momento de inercia del cuerpo del cohete con respecto al eje que se encuentra en su centro de masa (*ver figura 25.*).

El momento de inercia de un cilindro respecto a un eje que pasa por su centro de masa es:

$$I = \frac{1}{12} m (3r^2 + L^2)$$

Aplicando el teorema de ejes paralelos se calcula el momento de inercia del cuerpo del cohete respecto al eje deseado.

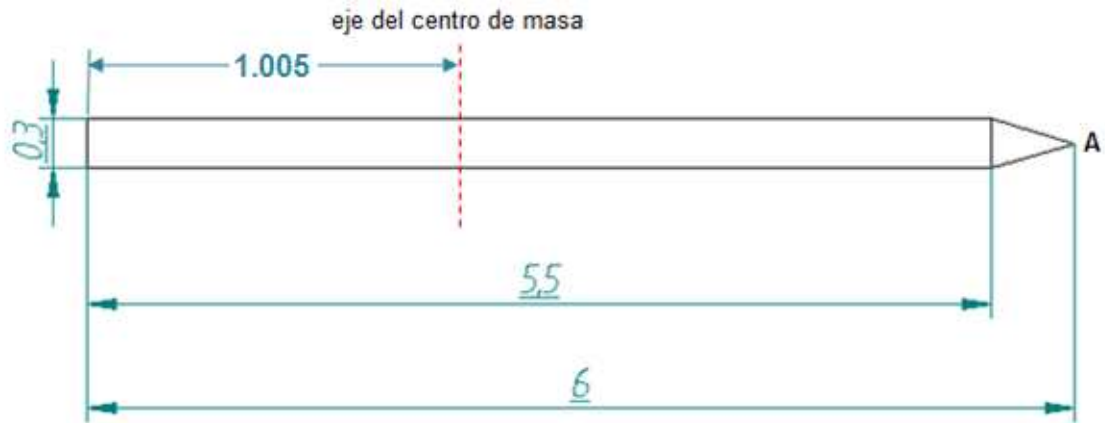
$$I_{cuerpo} = 60.109 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

Por lo tanto el momento de inercia parcial del cohete sin sus cilindros de combustible respecto al eje deseado es:

$$I_{parcial} = I_{cono} + I_{cuerpo}$$

$$I_{parcial} = 68.485 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

Figura 25. Centro de masa del cohete



➤ **Momento de inercia del cohete con sus cilindros de combustible.** El cohete es un sistema de masa variable debido a que el combustible se consume a medida que transcurre el tiempo por tal motivo su momento de inercia cambia en el tiempo. Los momentos de inercia de los cilindros del combustible con respecto al eje deseado se calculan de manera similar al procedimiento anterior.

$$I_{cilindro\ 1} = 0.712 \cdot m_{cilindro\ 1}$$

$$I_{cilindro\ 2} = 0.856 \cdot m_{cilindro\ 2}$$

El momento de inercia total del cohete respecto al eje que pasa por su centro de masa es:

$$I_{total} = I_{cilindro\ 1} + I_{cilindro\ 2} + I_{parcial}$$

$$I_{total} = 0.712 \cdot m_{cilindro\ 1} + 0.856 \cdot m_{cilindro\ 2} + 68.485$$

El momento de inercia de los cilindros se expresan en términos de su masa debido a que esta varía en el tiempo. La variación de esta masa se determinada por las ecuaciones (13) y (14), (ver sección 10.1.3).

$$m_{\text{cilindro 1}} = 27.781 - 0.463 t$$

$$m_{\text{cilindro 2}} = 9.26 - 0.154 t$$

10.2 IMPLEMENTACIÓN DEL MODELO MATEMÁTICO

El modelo matemático del cohete se implemento de acuerdo a las ecuaciones (13), (16), (17) y (18) por medio de diagramas de bloques en el software de matlab como se muestra (figura 26).

Figura 26. Diagrama de bloques del modelo matemático

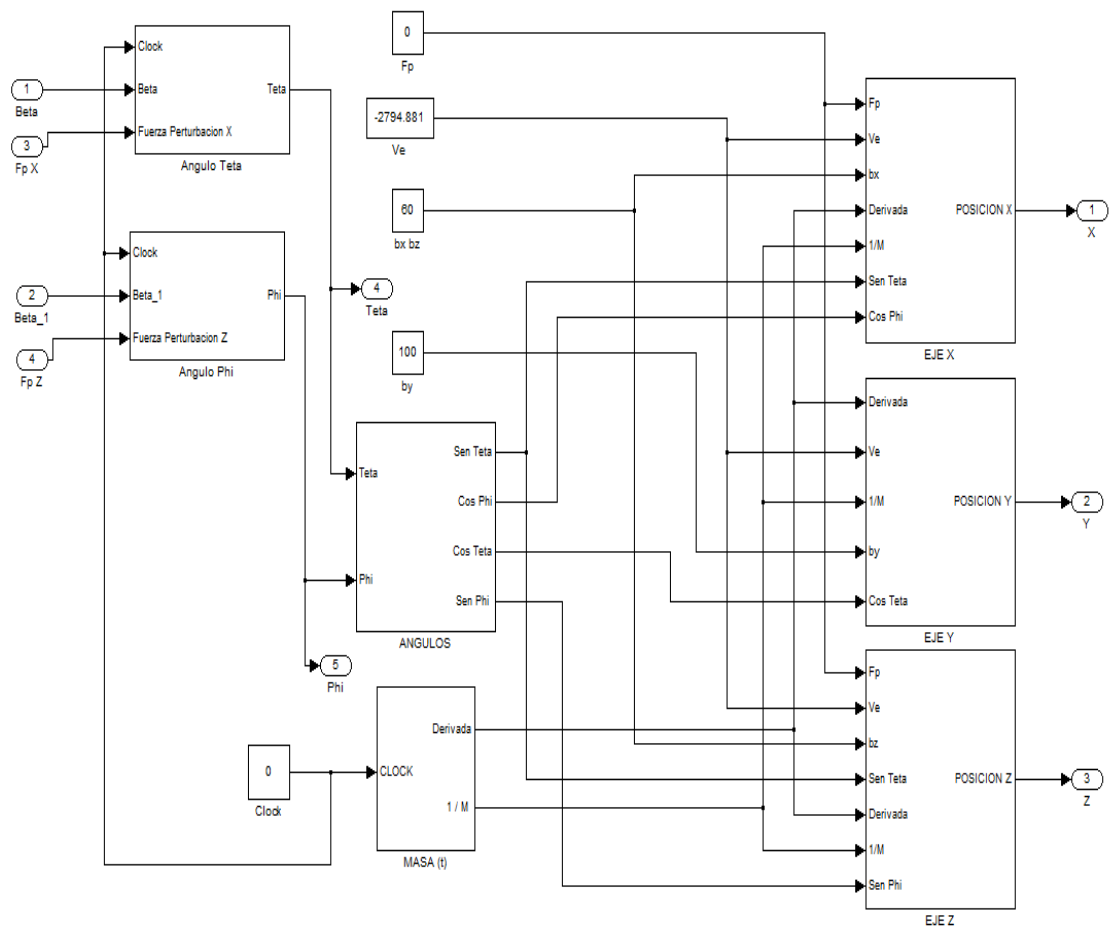
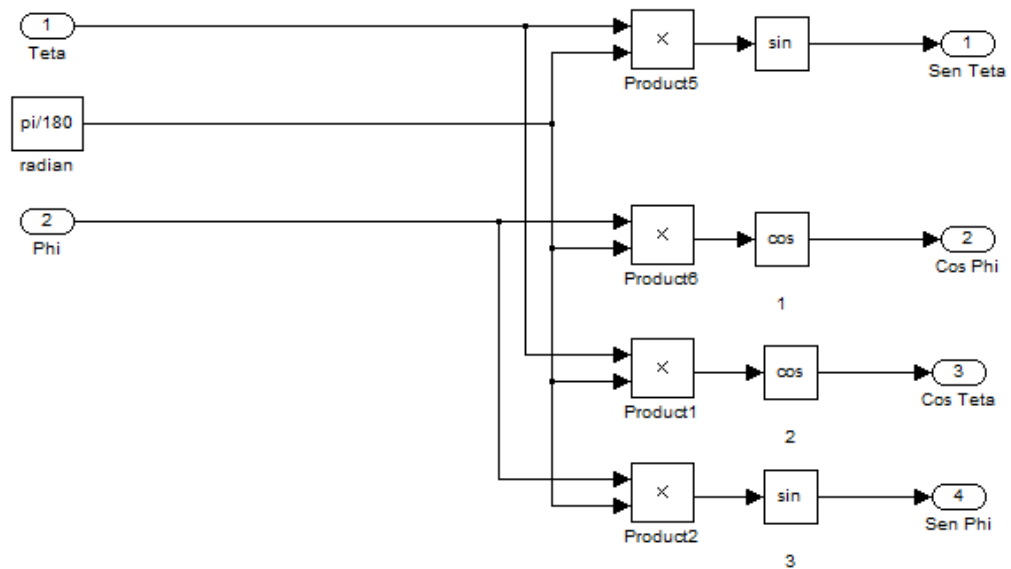


Figura 27. Subsistema ángulos



En la grafica siguiente (figura 28.) se observa la implementación de las ecuaciones (13) y (14) para la variación de la masa del cohete en el tiempo.

Figura 28. Subsistema masa

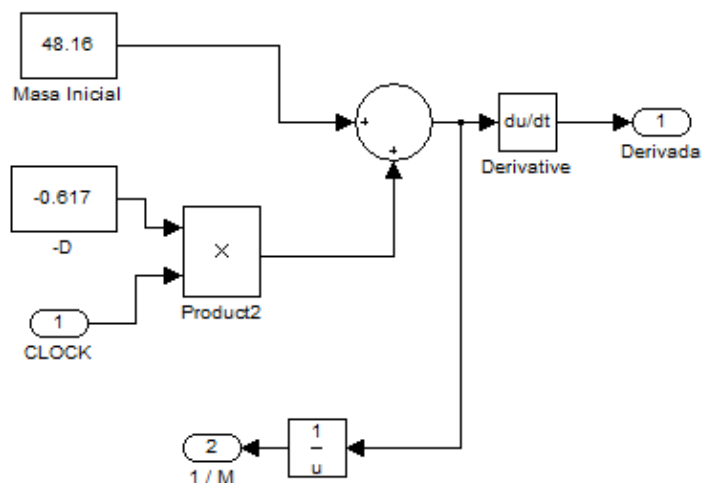


Figura 29. Subsistema eje x

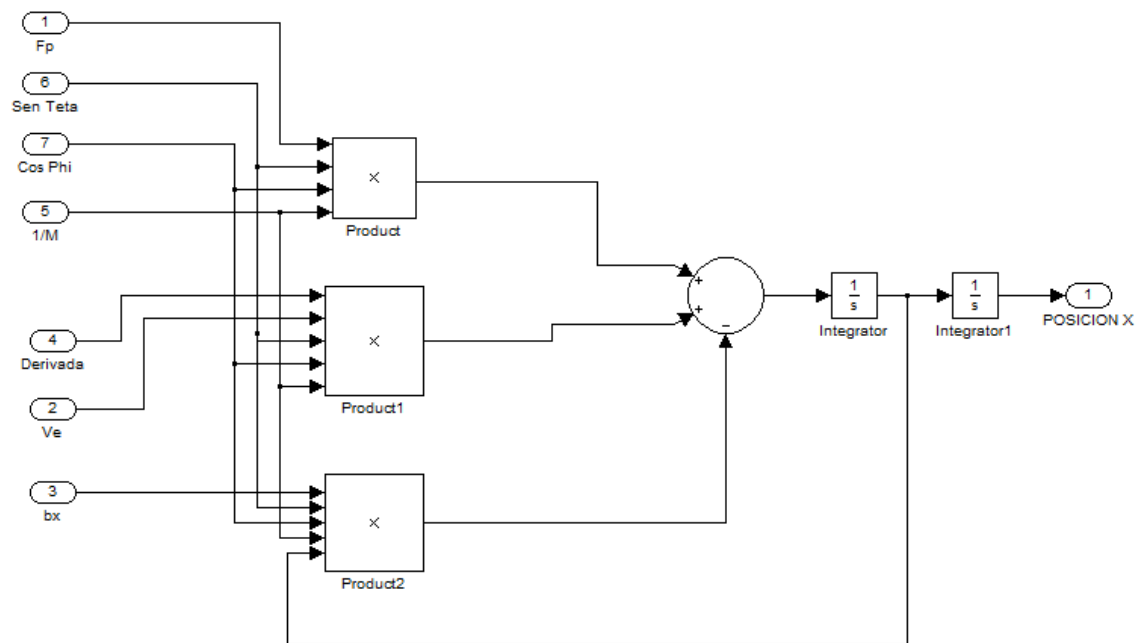


Figura 30. Subsistema eje y

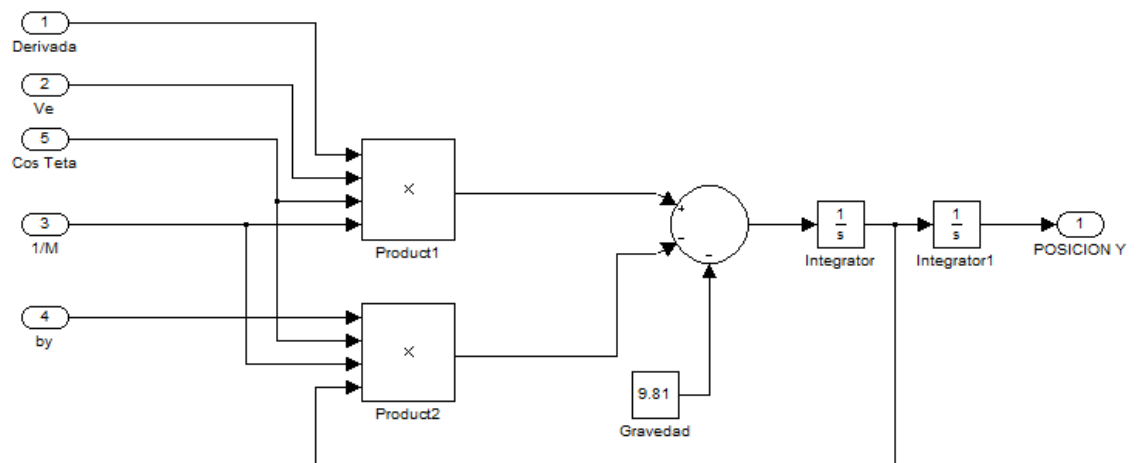


Figura 31. Subsistema eje z

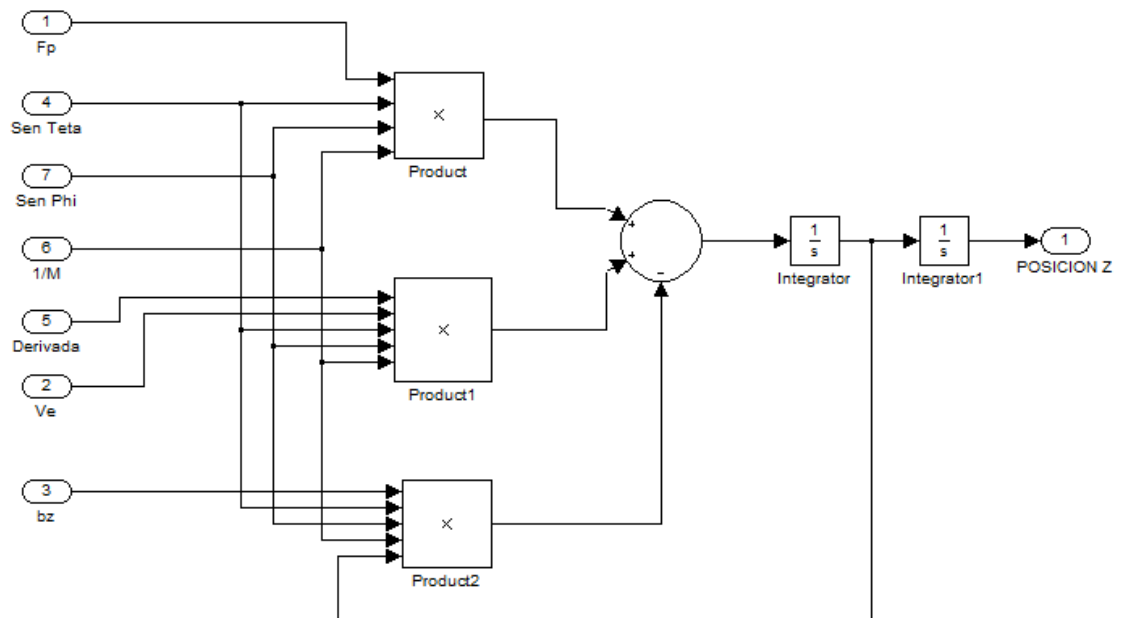


Figura 32. Subsistema ángulo Theta

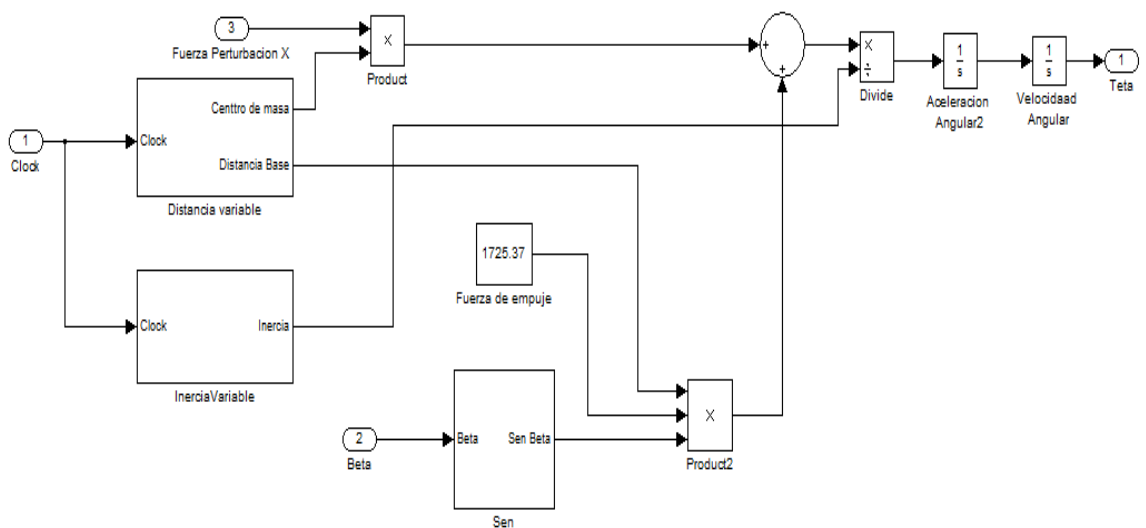
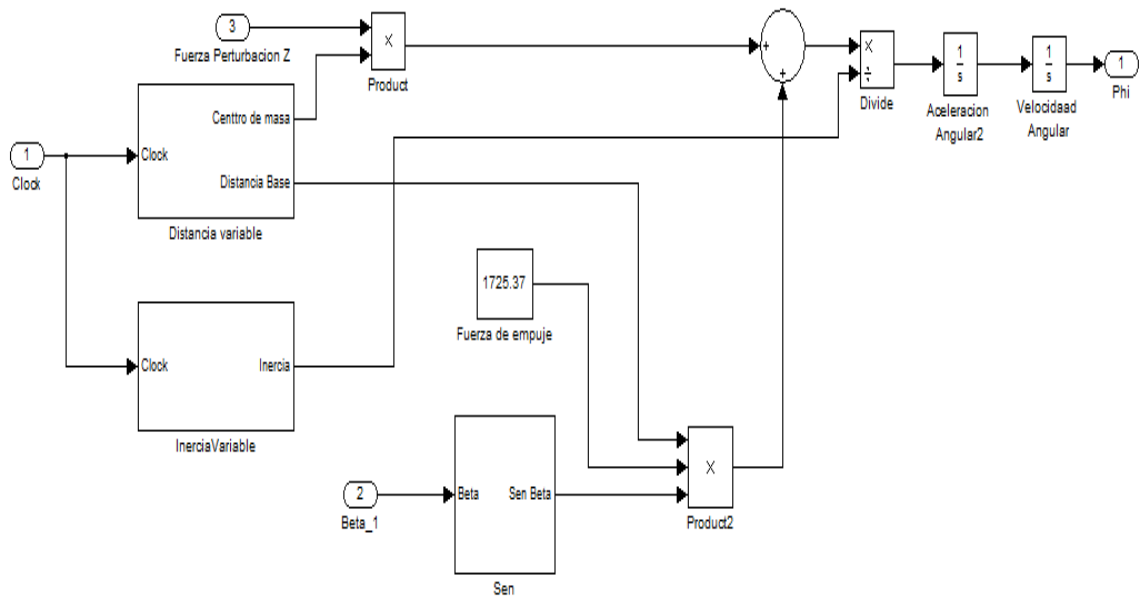


Figura 33. Subsistema ángulo Fi



En las siguientes graficas (figura 34.) y (figura 35.) se observa la implementación de las ecuaciones de la sección 10.1.7.2 para la variación de la distancia del centro de masa respecto a la fuerza perturbadora.

Figura 34. Subsistema Distancia variable

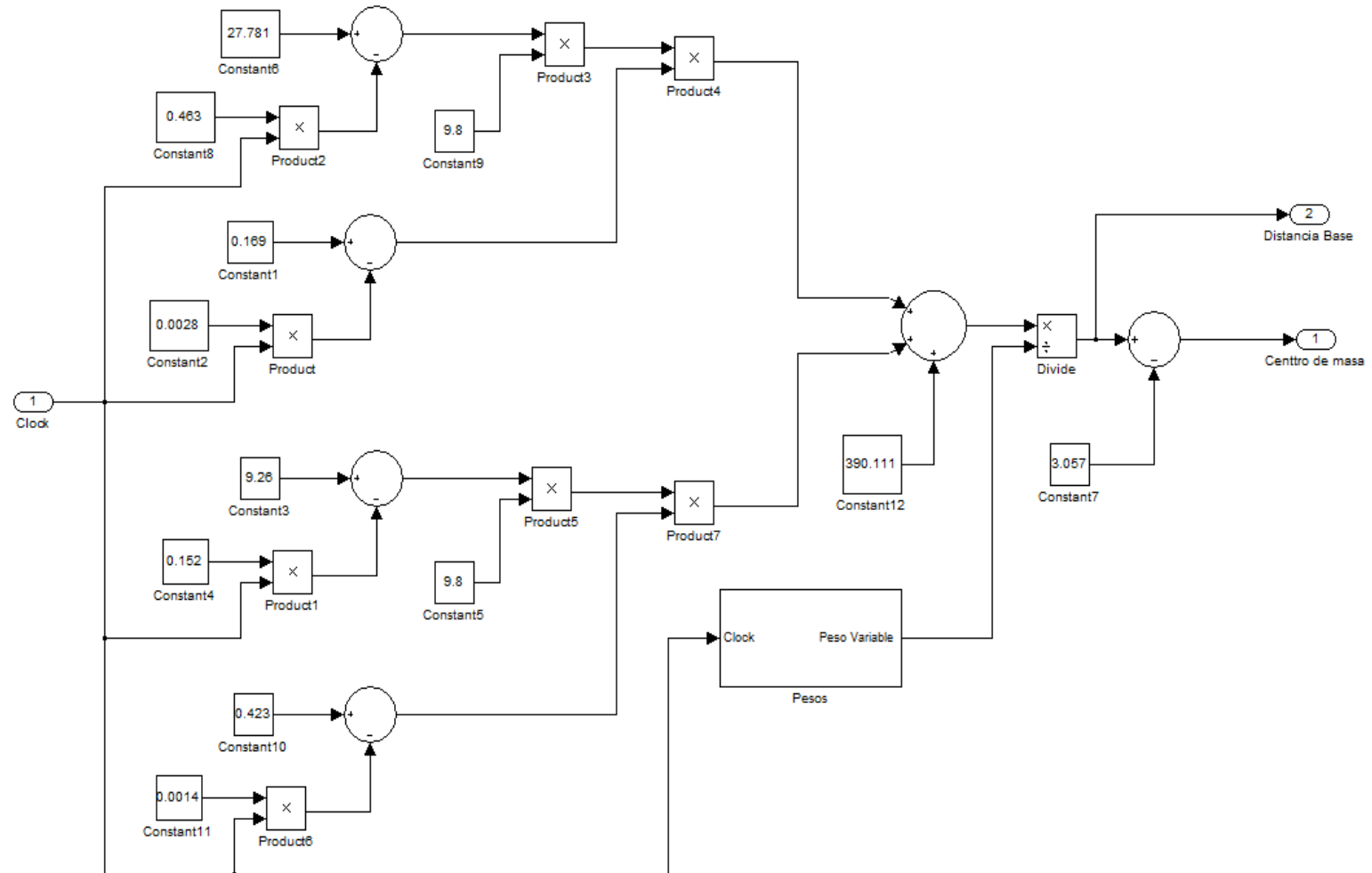
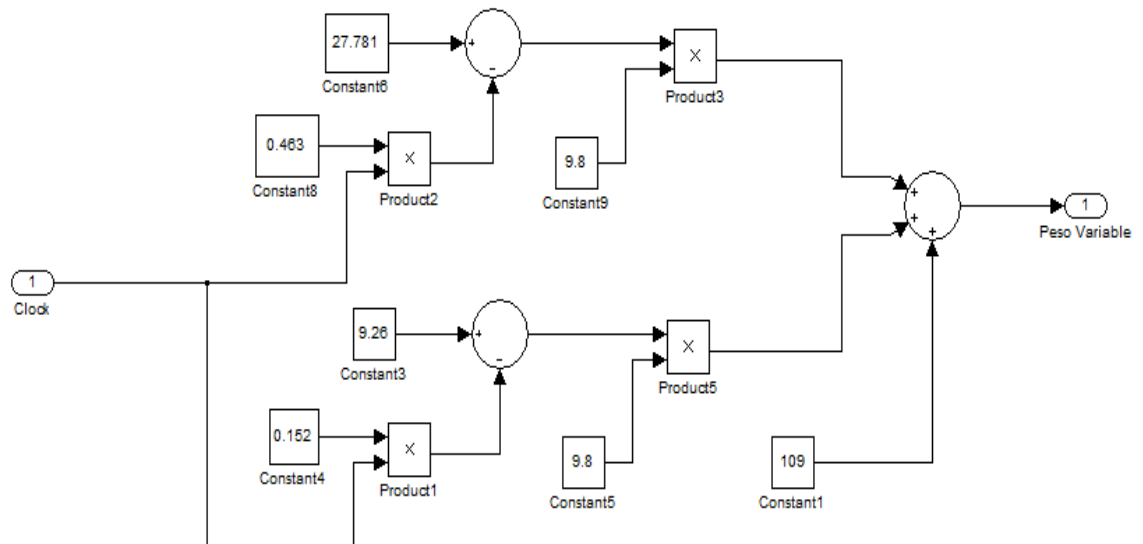
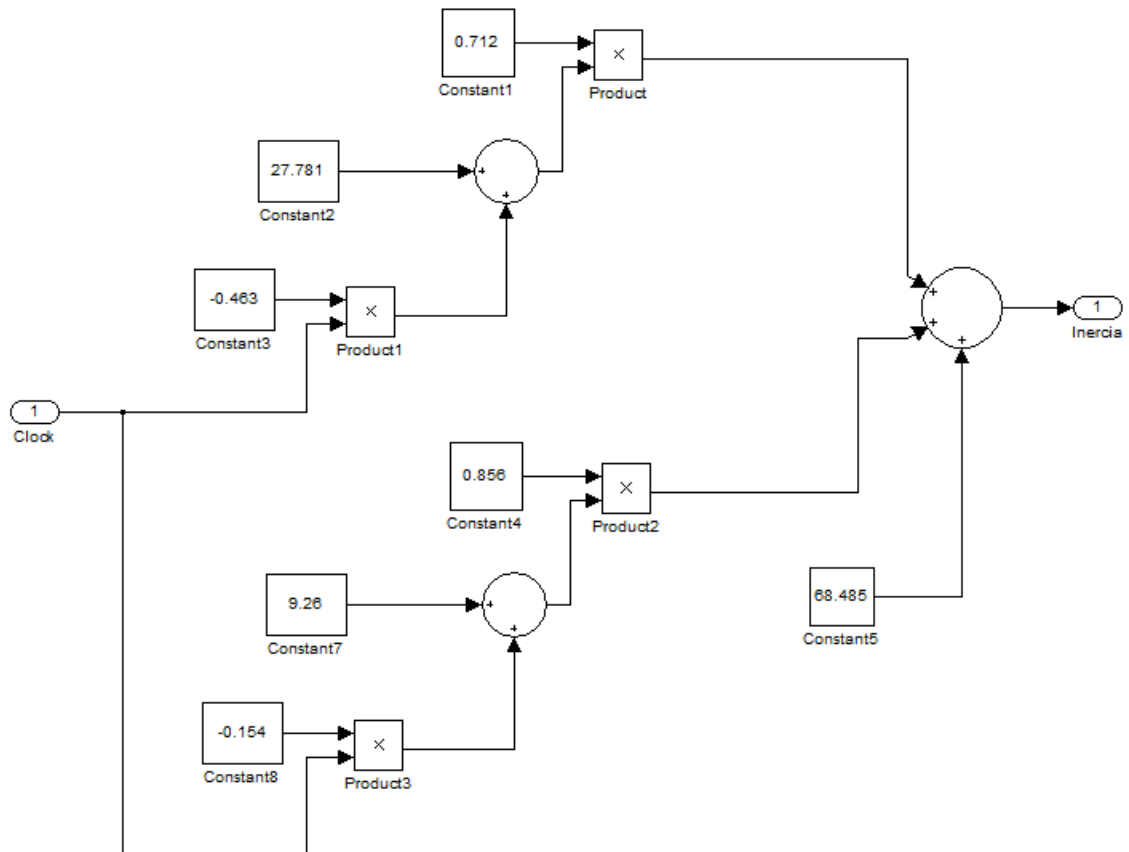


Figura 35. Subsistema Pesos



En la siguiente grafica (figura 36.) se observa la implementación de las ecuaciones de la sección 10.1.7 para la variación de la distancia del centro de masa respecto a la fuerza perturbadora.

Figura 36. Subsistema inercia variable

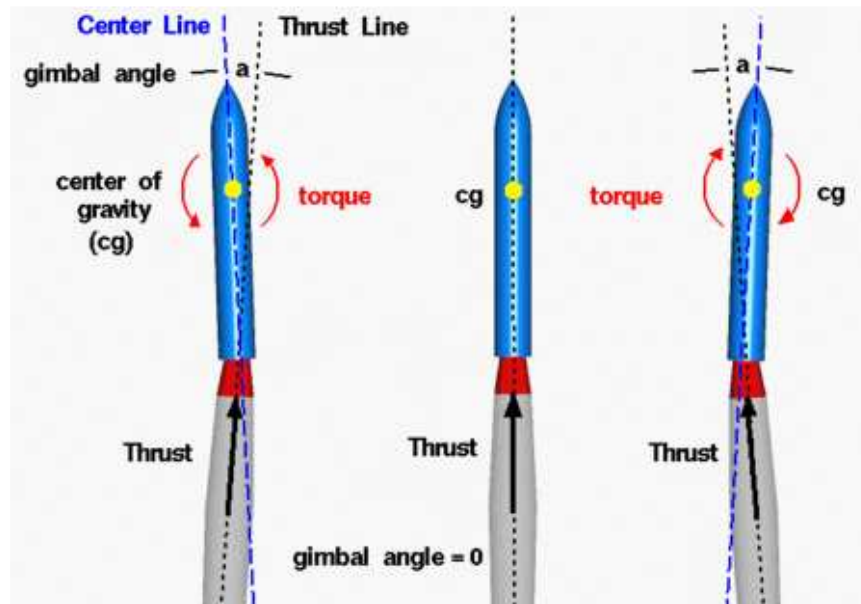


10.2.1 Estrategia de control. Al realizar la implementación del modelo matemático del cohete en el software de matlab y determinar la variable a controlar (ángulos Teta y Phi), se realizara un controlador el cual pueda determinar los ángulos que enviaran las señales a los actuadores para posicionar la tobera.

Como se observa en la (figura 37.) el cohete pivotea sobre su centro de masa que varia en el tiempo, la dirección del cohete esta dada por el posicionamiento de la tobera la cual al rotar en sentido de las manecillas del reloj el cohete gira en sentido contrario a las manecillas del reloj, los mismo sucedería en el caso contrario, y finalmente si la tobera se encuentra en línea recta con el cohete se desplazaría en movimiento rectilíneo.

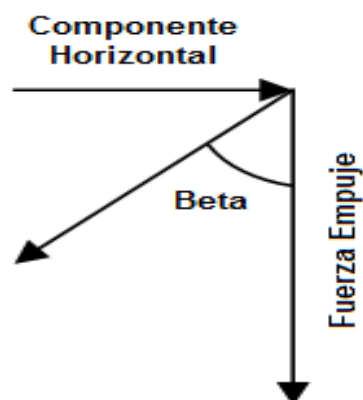
Debido a que el cohete está sujeto a fuerzas externas perturbadoras y la fuerza de empuje (ver sección 10.1.7) se produce una sumatoria de torques alrededor de su centro de masa.

Figura 37. Dirección del cohete



Fuente: AGULIAR, Jaime Armando. Informe de centro de investigación en tecnología aeronáutica. Santiago de Cali, 2007. 1 archivo de computador.

Figura 38. Rotación de tobera



Como se observa en la grafica (figura 38.) la fuerza de empuje del cohete actúa sobre una línea vertical respecto al cohete la cual puede descomponerse mediante el movimiento de un ángulo de la tobera (*Beta*). La componente horizontal de la fuerza de empuje produce un torque alrededor del centro de masa, la componente horizontal se puede determinar de la siguiente manera.

$$\text{sen}\beta = \frac{\text{Cateto Opuesto}}{\text{Fuerza de empuje}}$$

$$\text{Cateto Opuesto} = \text{Componente horizontal}$$

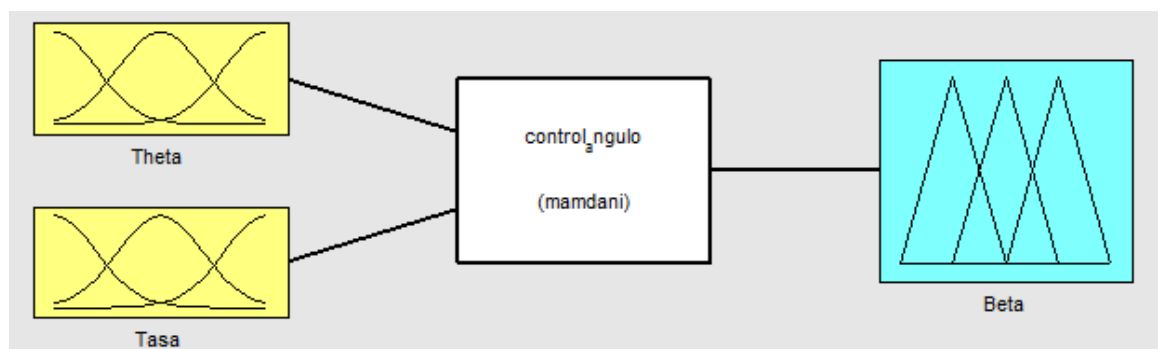
$$\text{Componente horizontal} = \text{Fuerza de empuje} \cdot \text{sen}\beta \quad (25)$$

Como se observa en la grafica (figura 33.) la sumatoria de los torques alrededor del centro de masa producidos por la fuerza de perturbación y la componente horizontal de la fuerza de empuje dan como resultado el ángulo de desviación del cohete (*Theta*).

La función de la estrategia del controlador fuzzy es determinar el ángulo (*Beta*) en el cual debe posicionarse la tobera para que el ángulo de desviación del cohete (*Theta*) sea igual a cero.

En la siguiente grafica (figura 39.) se puede observar las entradas y la salida del controlador.

Figura 39. Esquema del sistema controlador



Theta: Variable de entrada que indica el ángulo de posición del cohete.

Tasa: Variable de entrada que indica la posición del cohete.

Beta: Variable de salida que envía la señal control a los actuadores.

Después de establecer las entradas y salidas del sistema se procede a definir las reglas del controlador fuzzy las cuales son nueve, debido a que se tiene dos entradas cada una de tres variables lingüísticas.

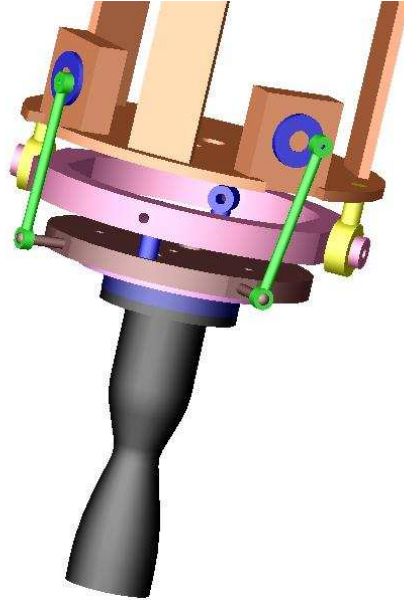
Tabla 16. Reglas de controlador

TASA\THETA	Izquierda	Nulo	derecha
Negativa	Izquierda	Izquierda	Derecha
Nula	Izquierda	Estable	Derecha
Positiva	Izquierda	Derecha	Derecha

Al establecer las reglas se procede a realizar las simulaciones por medio de simulink.

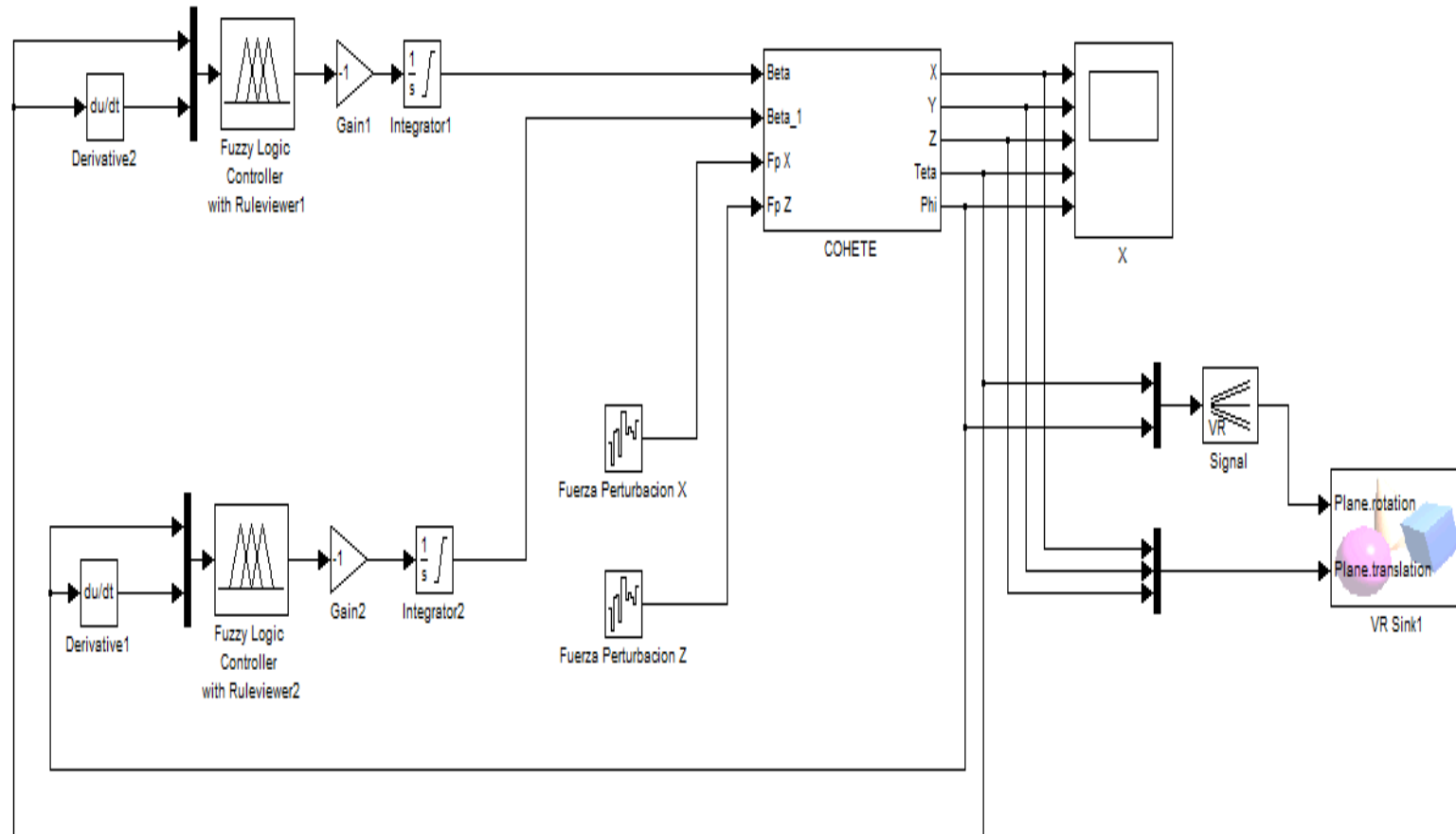
Debido a que el sistema cardánico de la tobera posee dos grados de libertad independientes, de manera análoga a lo realizado anteriormente se obtiene el controlador para el ángulo θ y Beta 1.

Figura 40. Sistema cardánico



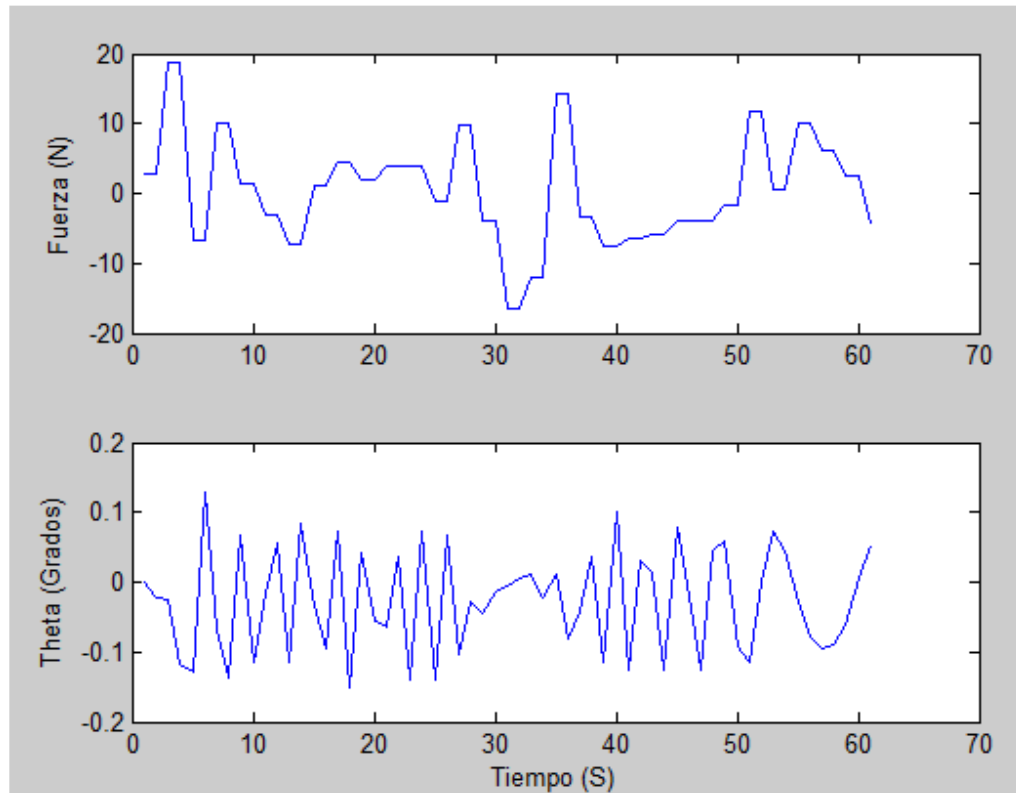
Fuente: AGULIAR, Jaime Armando. Informe de centro de investigación en tecnología aeronáutica. Santiago de Cali, 2008. 1 archivo de computador.

Figura 41. Controlador del cohete



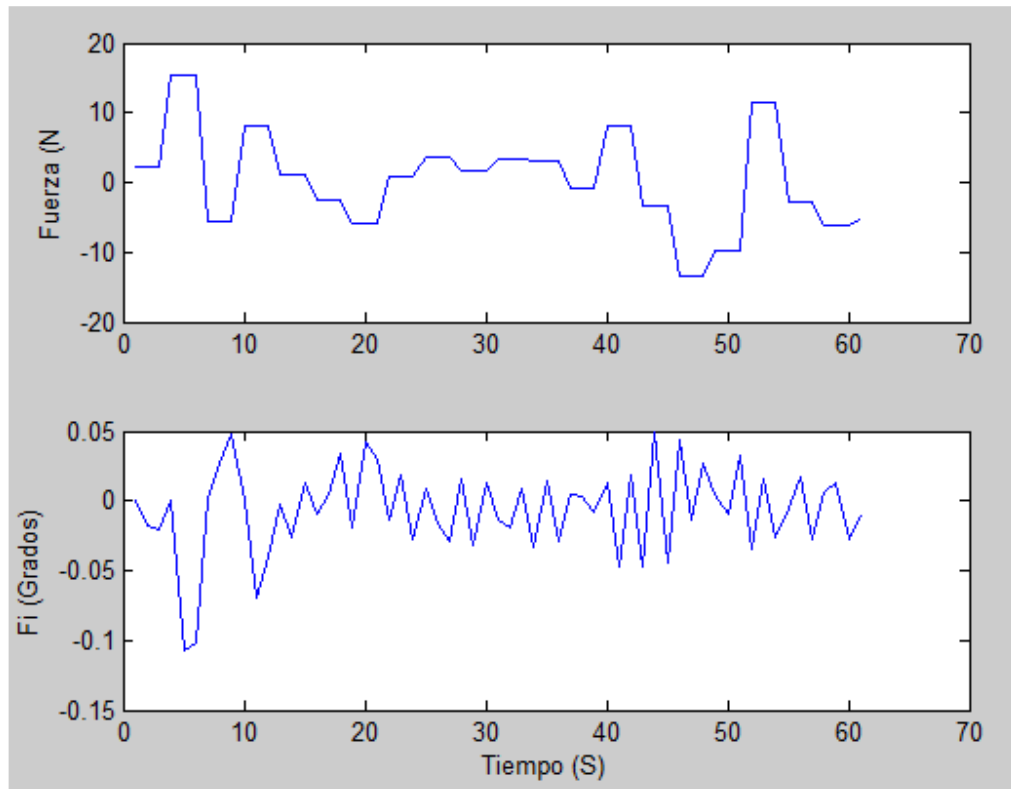
Al realizar simulaciones se obtienen los siguientes resultados del modelo del cohete y el controlador.

Figura 42. Fuerza de perturbación y comportamiento del ángulo theta



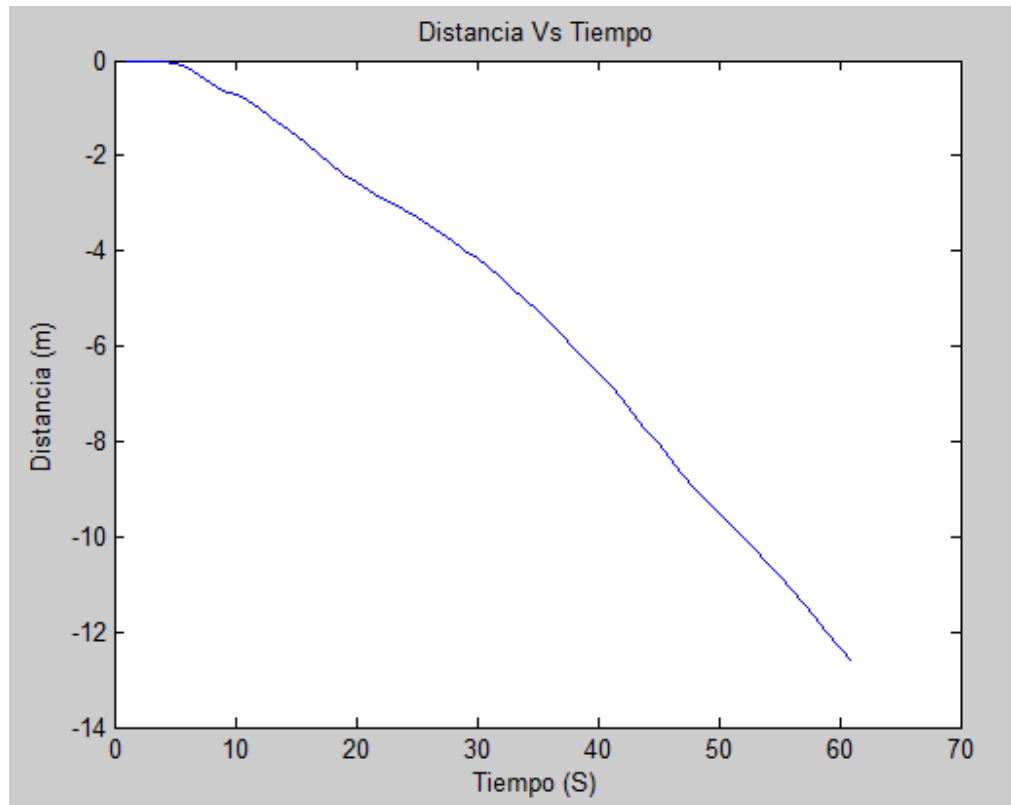
En la grafica anterior se observa la respuesta controlada del ángulo de desviación del cohete (Theta) afectado por la fuerza de perturbación en el eje X. la respuesta del ángulo tiene una variación mínima la cual no afecta el desempeño global del cohete.

Figura 43. Fuerza de perturbación y comportamiento del ángulo Φ_i



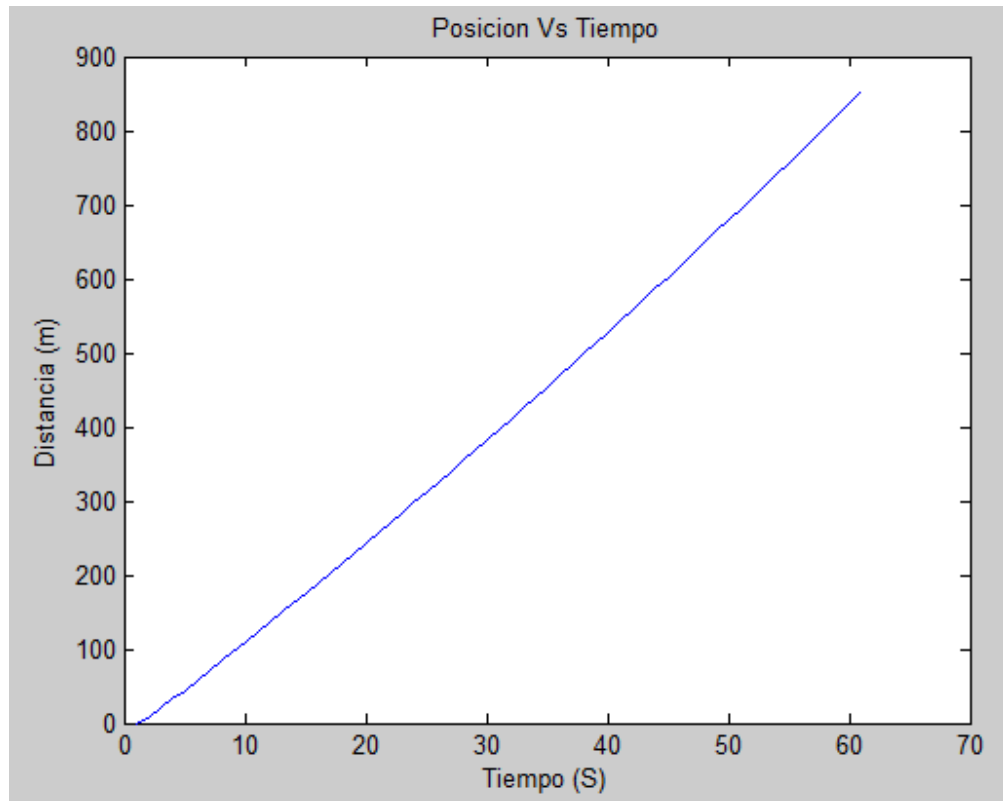
En la gráfica anterior se observa la respuesta controlada del ángulo de desviación del cohete (Φ_i) afectado por la fuerza de perturbación en el eje Z. la respuesta del ángulo tiene una variación mínima la cual no afecta el desempeño global del cohete.

Figura 44. Comportamiento de vuelo del cohete en el eje X



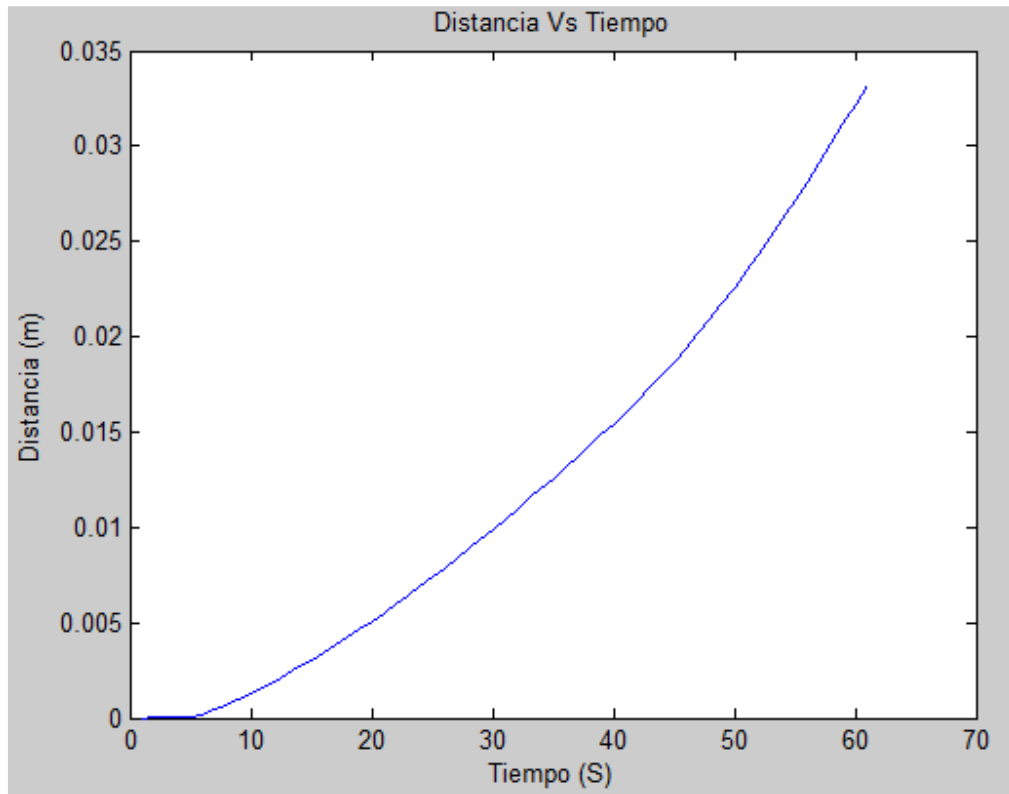
En la grafica anterior se puede observar la desviación del cohete en el eje X durante su vuelo, La cual tuvo una variación de 14 metros durante los 60 segundos de vuelo, esta desviación se debe a la variación del ángulo Theta. Este resultado no afecta el desempeño global del cohete.

Figura 45. Comportamiento de vuelo del cohete en el eje Y



En la grafica anterior se puede observar la altura que alcanza el cohete en el eje y durante los 60 segundos de vuelo.

Figura 46. Comportamiento de vuelo del cohete en el eje Z



En la grafica anterior se puede observar que la desviación del cohete en el eje Z es mínima durante el vuelo, lo cual es un excelente resultado.

En las siguientes graficas (figura 47.) y (figura 48.) se observa la variación de las acciones de control (ángulo Beta) y (ángulo Fi) la cuales varían en rangos muy pequeño de grados.

Figura 47. Comportamiento del ángulo Beta

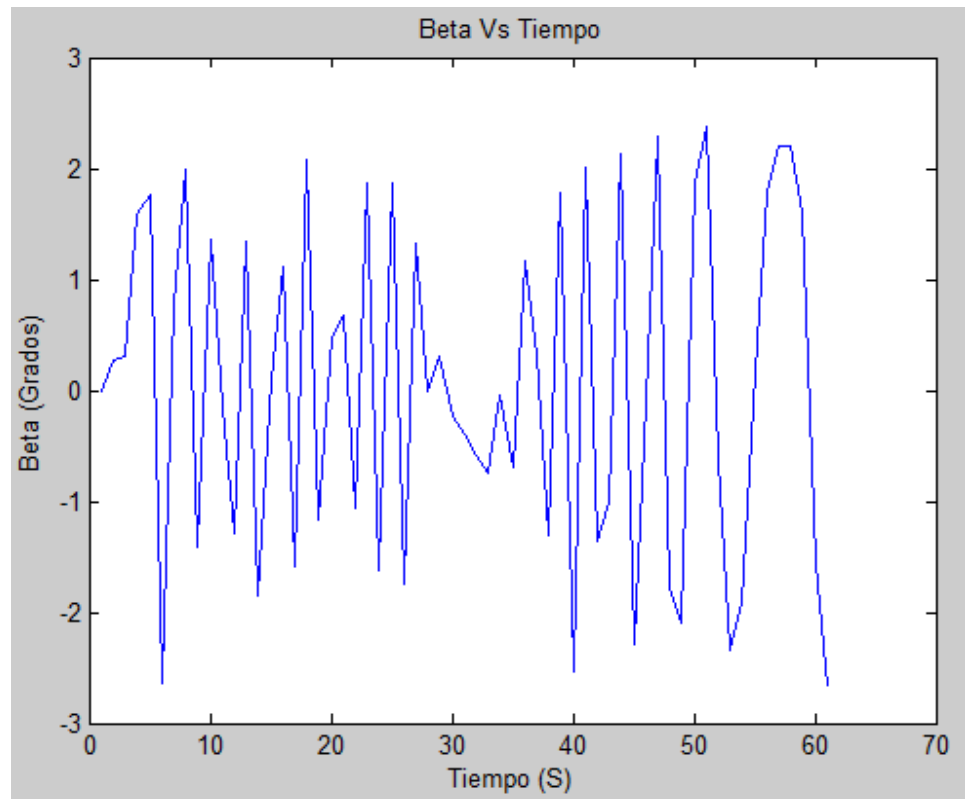
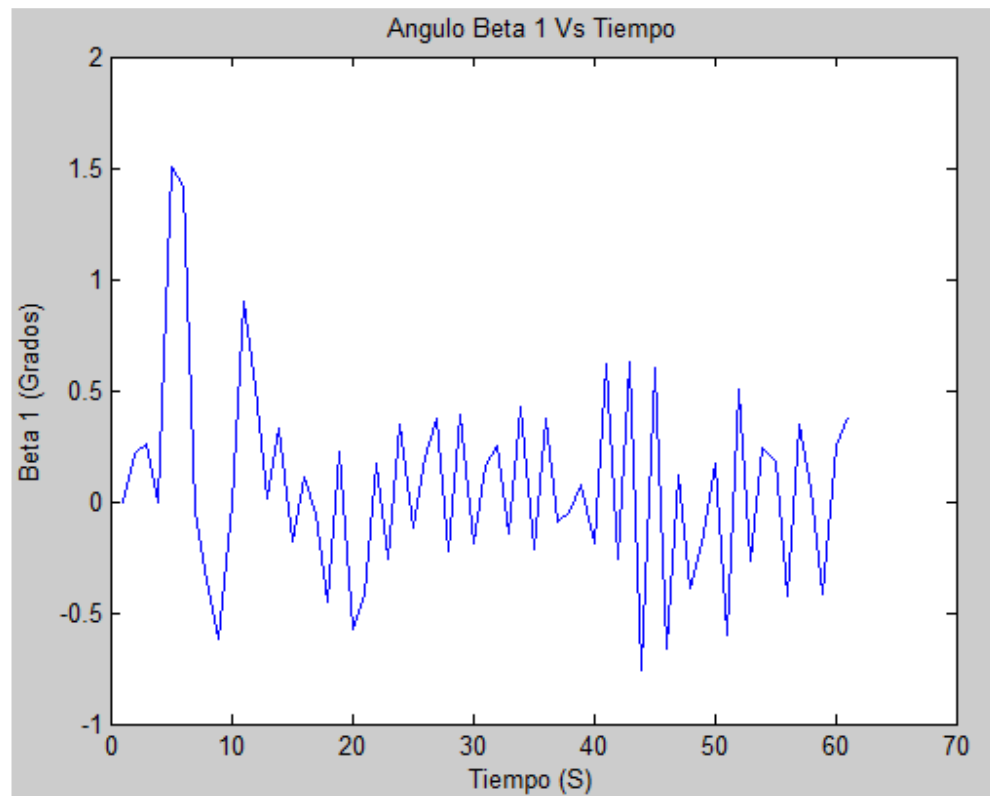


Figura 48. Comportamiento del ángulo Beta 1



Para obtener los resultados anteriores de la simulación se modificaron los valores de los rangos de las variables lingüísticas (Tasa, Theta y Beta).

Figura 49. Variable lingüística Tasa

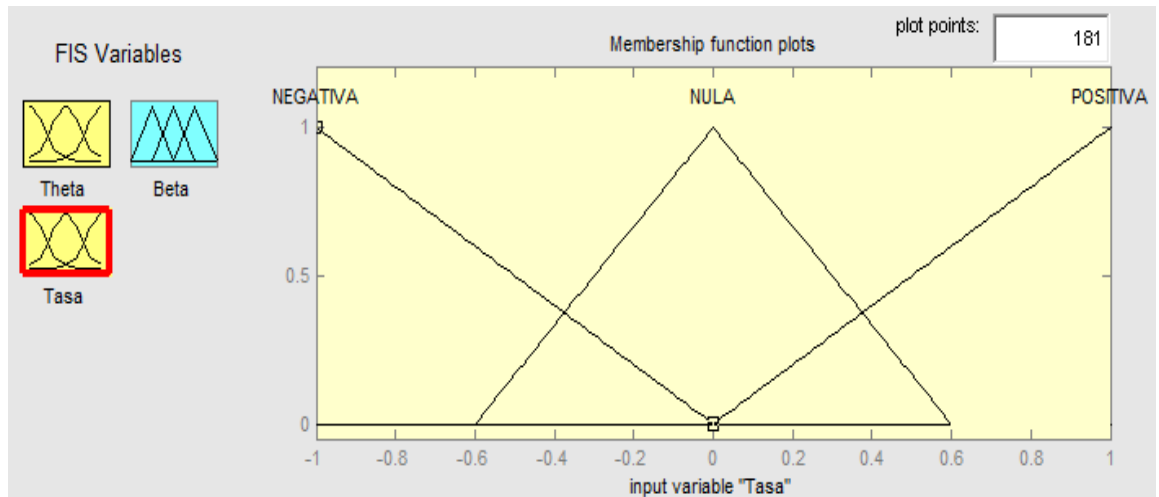


Figura 50. Variable lingüística Theta

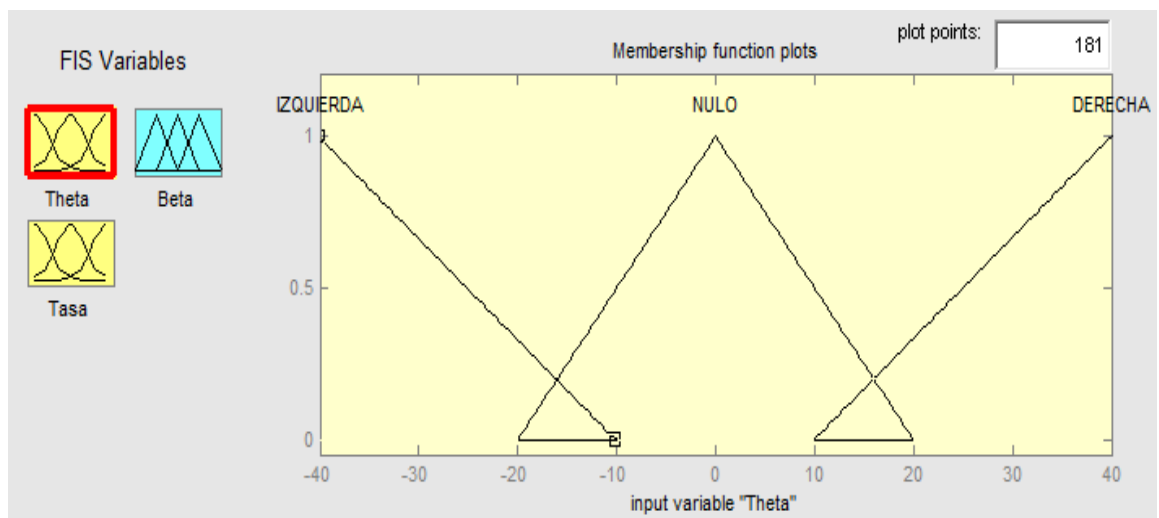
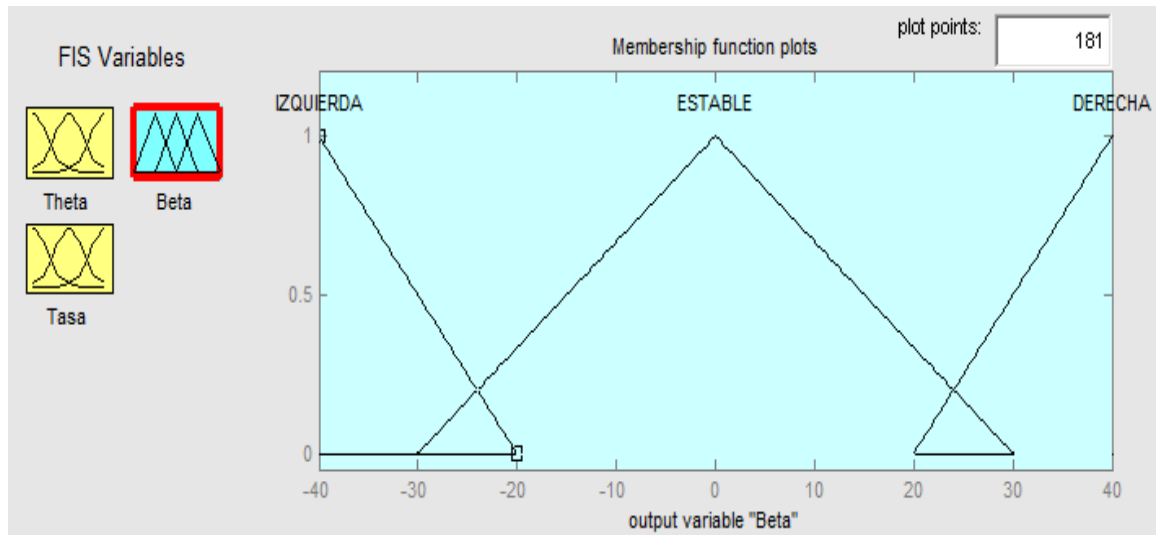
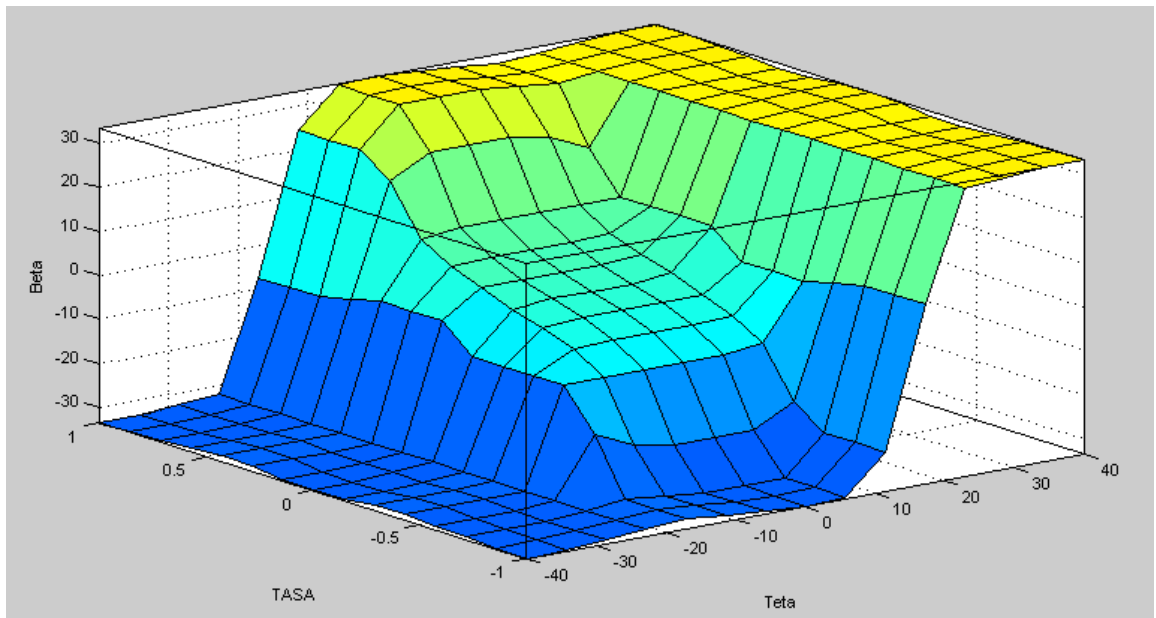


Figura 51. Variable lingüística Beta



En la figura siguiente se puede observar el diagrama de superficie del comportamiento del controlador, estos valores poseen gran importancia debido a que su información es esencial para la construcción de una matriz de datos con la cual se implementaría la estrategia de control difusa en un microcontrolador.

Figura 52. Diagrama de superficie de las reglas



10.2.3 Selección de actuadores. La característica principal para la selección del motor es la potencia que se requiere para operar la tobera del cohete.

“La potencia P se calcula por medio de la siguiente ecuación” ⁶.

$$P = F \cdot V$$

En donde F es la fuerza de la tobera producida por el combustible que es igual a la fuerza de empuje (F_e), y V es la velocidad con la que opera la tobera.

La fuerza de empuje se determina por medio de la ecuación (12),

$$F_e = \dot{m} \cdot v_e$$

⁶ SERWAY, Op. cit., p. 200.

En donde \dot{m} es la cantidad de combustible quemado en la unidad de tiempo y se determina por la ecuación (14) y v_e es la velocidad de escape de los gases.

$$\dot{m} = \frac{m_f - m_i}{t}$$

$$\dot{m} = \frac{11.12 - 48.16}{60}$$

$$\dot{m} = -0.617 \text{ kg/s}$$

Al obtener la cantidad de combustible quemado se procede a calcular la fuerza de empuje,

$$F_e = -0.617 \text{ kg/s} \cdot 2724.881 \text{ m/s}$$

$$F_e = 1725.37 \text{ N}$$

Los valores de masa inicial, la masa final y la velocidad de escape son suministrados por el cliente (*Fuerza Aérea Colombiana*).

La velocidad con la que opera la tobera se determina por medio la siguiente ecuación,

$$V = r \cdot \omega$$

En donde r es la longitud de la tobera y ω es la velocidad angular de la tobera

$$V = 0.18581 \, m \cdot 1 \, rad/s$$

$$V = 0.18581 \, m/s$$

El valor de la velocidad angular es suministrado por el cliente (*Fuerza Aérea Colombiana*).

Al obtener los valores de la fuerza de empuje y La velocidad con la que opera la tobera se procede a calcular la potencia.

$$P = 1725.37 \, N \cdot 0.18581 \, m/s$$

$$P = 320.591 \, watts$$

Otra característica importante para la selección del motor es su capacidad de posicionamiento dentro de un rango determinado y con gran precisión, que para este caso en particular es de (0 - 16) grados según los requerimientos del cliente ⁶.

- **Servomotores.** Un servomotor es un dispositivo similar a un motor de corriente continua, que tiene la capacidad de ubicarse en cualquier posición dentro de su rango de operación, y mantenerse estable en dicha posición. Está conformado por un motor, una caja reductora y un circuito de control.

➤ **Estructura interna.** Motor, es el elemento que le brinda movilidad al servo. Cuando se aplica un potencial a sus dos terminales, este motor gira en un sentido a su velocidad máxima. Si el voltaje aplicado sus dos terminales es inverso, el sentido de giro también se invierte.

➤ **Caja reductora.** Se encarga de convertir gran parte de la velocidad de giro del motor de corriente continua en torsión.

➤ **Circuito de control.** Este circuito es el encargado del control de la posición del motor. Recibe los pulsos de entrada y ubica al motor en su nueva posición dependiendo de los pulsos recibidos.

➤ **Funcionamiento.** Dependiendo del modelo del servo, la tensión de alimentación puede estar comprendida entre los 4 y 8 voltios. El control de un servo se reduce a indicar su posición mediante una señal cuadrada de voltaje. El ángulo de ubicación del motor depende de la duración del nivel alto de la señal. Cada servo motor, dependiendo de la marca y modelo utilizado, tiene sus propios márgenes de operación. Para el servomotor Futaba S3003, los valores posibles de la señal en alto están entre 0,3 y 2,1 ms, que posicionan al motor en ambos extremos de giro (0° y 180°, respectivamente). El valor 1,2 ms indica la posición central, y otros valores de duración del pulso dejarían al motor en la posición proporcional a dicha duración.

Es sencillo notar que, para el caso del motor anteriormente mencionado, la duración del pulso alto para conseguir un ángulo de posición θ estará dado por la fórmula:

$$t = 0,3 + \theta/100$$

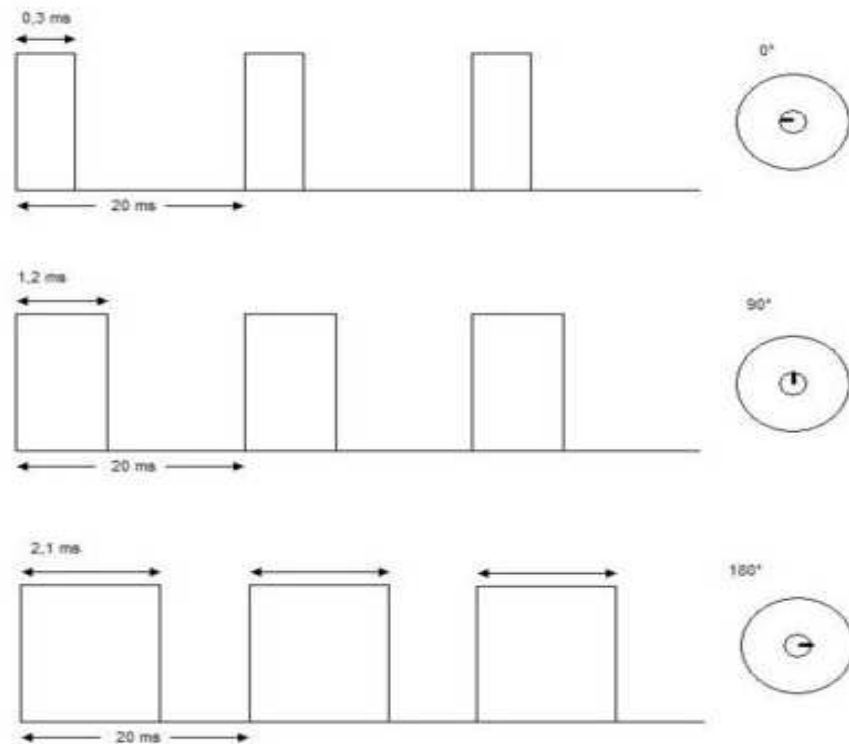
Donde t está dado en milisegundos y θ en grados.

Tabla 17. Ejemplos de algunos valores usados en un servomotor

Duración del nivel alto [ms]	Ángulo [grados]
0,3	0
1,2	90
2,1	180
0,75	45

Para bloquear el servomotor en una posición, es necesario enviarle continuamente una señal con la posición deseada. De esta forma el servo conservará su posición y se resistirá a fuerzas externas que intenten cambiarlo de posición. Si los pulsos no se envían, el servomotor queda liberado, y cualquier fuerza externa puede cambiarlo de posición fácilmente.

Figura 53. Valores posibles de la señal en alto para el servomotor Futaba S3003



Wikipedia: la enciclopedia libre [en línea]. Florida: Wikimedia Foundation, 2006. [Consultado 02 de agosto de 2007]. Disponible en Internet: <http://es.wikipedia.org/wiki/Portada>

Es posible modificar un servo motor para eliminar su restricción de giro y permitirle dar giros completos. Esto, sin embargo, convierte al servo motor en un motor de corriente continua normal, pues es necesario eliminar el circuito de control. Debido que los engranajes reductores se conservan luego de la modificación, el motor obtenido mantiene la fuerza y velocidad que tenían servo inicial. Además, poseen la ventaja de que tienen menos inercia que los motores de corriente continua comerciales, lo que los hace útiles para ciertas aplicaciones.

- **Motor paso a paso.** El motor de paso a paso es un dispositivo electromecánico que convierte una serie de impulsos eléctricos en desplazamientos angulares discretos, lo que significa es que es capaz de avanzar una serie de grados (paso) dependiendo de sus entradas de control. El motor paso a paso se comporta de la misma manera que un convertidor digital-analógico y puede ser gobernado por impulsos procedentes de sistemas lógicos.

Este motor presenta las ventajas de tener alta precisión y repetitividad en cuanto al posicionamiento. Entre sus principales aplicaciones destacan como motor de frecuencia variable, motor de corriente continua sin escobillas, servomotores y motores controlados digitalmente.

➤ **Tipos de motores paso a paso.** Es posible modificar un servo motor para eliminar su restricción de giro y permitirle dar giros completos. Esto, sin embargo, convierte al servo motor en un motor de corriente continua normal, pues es necesario eliminar el circuito de control. Debido que los engranajes reductores se conservan luego de la modificación, el motor obtenido mantiene la fuerza y velocidad que tenían servo inicial. Además, poseen la ventaja de que tienen menos inercia que los motores de corriente continua comerciales, lo que los hace útiles para ciertas aplicaciones.

El motor de paso de rotor de imán permanente, Permite mantener un par diferente de cero cuando el motor no está energizado. Dependiendo de la construcción del motor, es típicamente posible obtener pasos angulares de 7.5, 11.25, 15, 18, 45 o 90°. El ángulo de rotación se determina por el número de polos en el estator.

El motor de paso de reluctancia variable (VR), Tiene un rotor multipolar de hierro y un estator devanado laminado, y rota cuando los dientes del rotor son atraídos a los dientes del estator electromagnéticamente energizados. La inercia del rotor de un motor de paso de reluctancia variable es pequeña y la respuesta es muy rápida, pero la inercia permitida de la carga es pequeña. Cuando los devanados no están energizados, el par estático de este tipo de motor es cero. Generalmente, el paso angular de este motor de paso de reluctancia variable es de 15°.

El motor híbrido de paso, Se caracteriza por tener varios dientes en el estator y en el rotor, el rotor con un imán concéntrico magnetizado axialmente alrededor de su eje. Se puede ver que esta configuración es una mezcla de los tipos de reluctancia variable e imán permanente. Este tipo de motor tiene una alta precisión y alto par y se puede configurar para suministrar un paso angular tan pequeño como 1.8°.

➤ **Principio de funcionamiento.** Básicamente estos motores están constituidos normalmente por un rotor sobre el que van aplicados distintos imanes permanentes y por un cierto número de bobinas excitadoras bobinadas en su estator.

Las bobinas son parte del estator y el rotor es un imán permanente. Toda la conmutación (o excitación de las bobinas) deber ser externamente manejada por un controlador.

- **Actuador seleccionado.** Se selecciono el servomotor debido a sus grandes prestaciones de precisión y resolución, ya que estas dos características son muy importantes para el buen funcionamiento del control para la tobera, además el servomotor es muy fácil de controlar debido a que la posición angular deseada se logra por medio de señales cuadradas de voltaje en un determinado tiempo.

De acuerdo a las características para la selección del actuador las cuales son precisión, resolución, potencia y peso se escogió el siguiente servomotor:

Figura 54. Servomotor MTR-AC-55-3S-AA - 526723



Festo: productos [en línea]. Berlín: Festo AG & Co. KG, 2008. [Consultado 29 de enero de 2008]. Disponible en Internet: https://enep.festo.com/irj/servlet/prt/portal/prtroot/festo.quest?NavigationTarget=ROLES://portal_content/com.festo.portal.sap40.v.cr.ssp/rl/com.festo.portal.sap40.v.cr.ssp.rl.ssp_pub/com.festo.portal.sap40.v.cr.ssp.ws.gnt_ssp_1/sho/cat/com.festo.portal.sap40.v.cr.ssp.iv.cat.cat&j_user=ano_ep_cus_tomer_co

Tabla 18. Datos eléctricos del servomotor

Datos eléctricos generales					
		MTR-AC-40-3S-...	MTR-AC-55-3S-...	MTR-AC-70-3S-...	MTR-AC-100-3S-... MTR-AC-100-5S-...
Tensión nominal	[V]	325	325	325	325
Corriente nominal del motor	[A]	0,67	1,4	4,3	5,0
Corriente permanente en reposo	[A]	0,8	2,15	5,07	6,7
Pico de corriente	[A]	3,2	6,4	10	20
Constante del motor	[Nm/A]	0,357	0,457	0,32	0,711
Resistencia de la bobina	[Ω]	34,8	9,6	1,91	1,5
Inductancia de la bobina	[mH]	13,3	9,25	3,3	4,629
Potencia nominal	[W]	150	468	913	1 417
Tensión del freno	[V DC]	24	24	24	24
Potencia del freno	[W]	6	11	11	13

Tabla 19. Datos mecánicos del servomotor

Datos mecánicos generales					
		MTR-AC-40-3S-...	MTR-AC-55-3S-...	MTR-AC-70-3S-...	MTR-AC-100-3S-... MTR-AC-100-5S-...
Momento de giro en reposo	[Nm]	0,27	0,98	1,64	4,74
Momento de giro nominal	[Nm]	0,24	0,66	1,4	3,53
Régimen nominal	[1/min]	6000	6 800	6 250	4 300
Momento de giro máximo	[Nm]	1	2,8	3,1	12,2
Revoluciones máximas	[1/min]	8 100	8 090	11 640	5 320
Momento de inercia del motor	[kg cm²]	0,0453	0,2	0,4	2,6

Tabla 20. Datos mecánicos sin reductor y freno

Datos mecánicos: motores sin reductor y freno					
		MTR-AC-40-3S-AA	MTR-AC-55-3S-AA	MTR-AC-70-3S-AA	MTR-AC-100-3S-AA MTR-AC-100-5S-AA
Carga radial en el eje ¹⁾	[N]	82	150	150	300
Carga axial en el eje	[N]	12	75	75	150
Peso del producto	[kg]	0,67	1,5	2,0	4,68

Tabla 21. Datos técnicos de los cables

Datos técnicos de los cables				
	Tipo de cable	Temperatura ambiente	Apropiado para cadenas de arrastre	Clase de protección
KMTR-AC-...	4 x 0,25 mm ² + 4 x 1 mm ² , apantallados	-40 ... +125 °C	■	IP54
KRES-AC-...	3 x (2 x 0,14 mm ²) + 2 x 0,5 mm ² ,apantallados	-40 ... +125 °C	■	IP54

Figura 55. Momento de giro Vs revoluciones

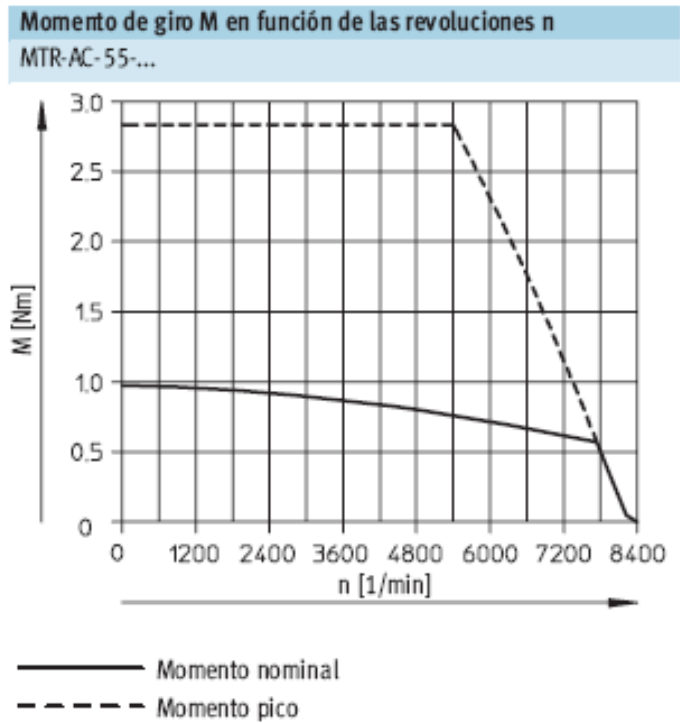


Figura 56. Dimensiones del servomotor

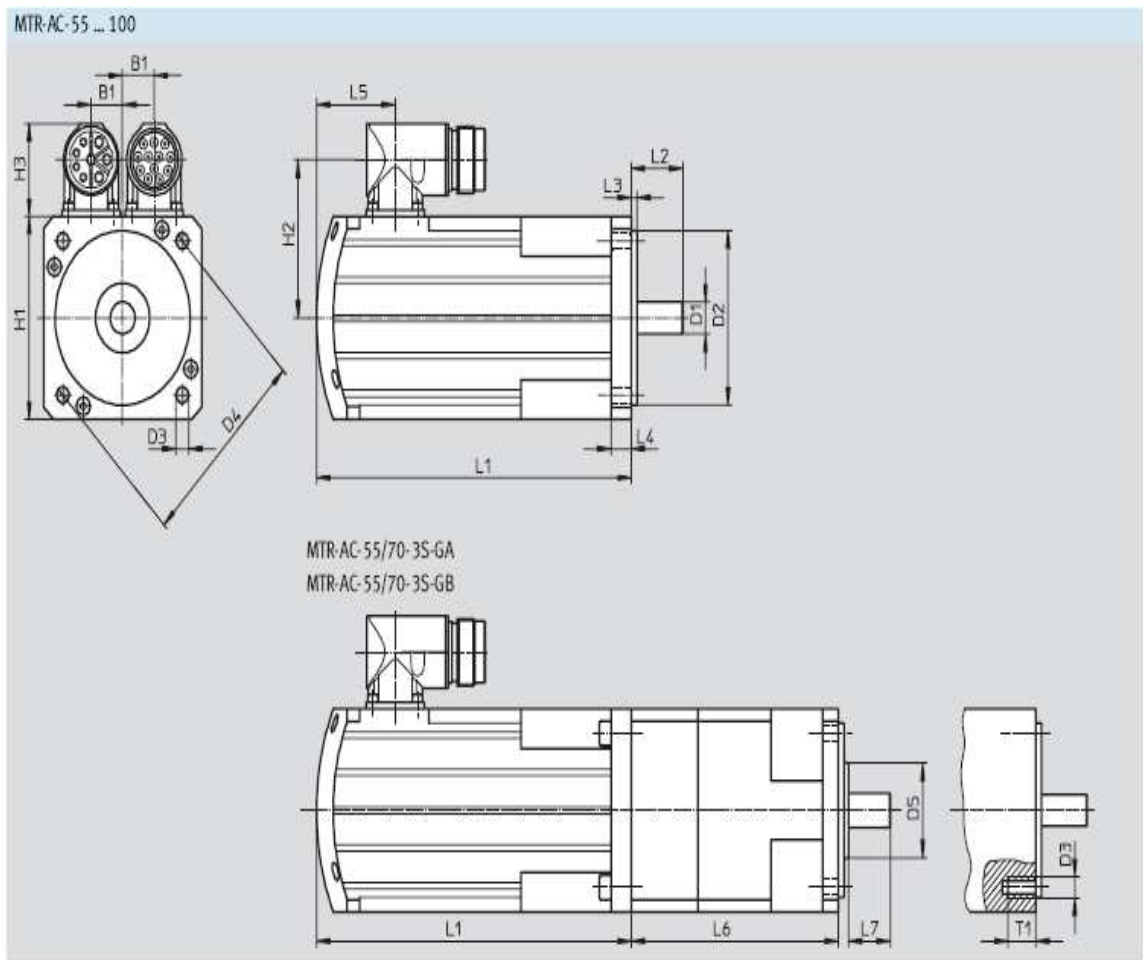


Tabla 22. Datos de dimensiones

Tipo	B1	D1 Ø	D2 Ø	D3 Ø	D4 Ø	D5	H1	H2
MTR-AC-55-3S-AA	14	9	40	5,5	63	-	55	47
MTR-AC-55-3S-AB		+0,01/+0,001	+0,011/-0,005					
MTR-AC-55-3S-GA	14	11	40	M5	52	17	60	47
MTR-AC-55-3S-GB		-0,018	-0,025					
MTR-AC-70-3S-AA	14	11	60	5,5	75	-	70	54,5
MTR-AC-70-3S-AB		+0,012/+0,001	+0,012/-0,007					
MTR-AC-70-3S-GA	14	12	60	5,5	75	32,5	70	54,5
MTR-AC-70-3S-GB		+0,012/+0,001	+0,013/-0,009					
MTR-AC-100-3S-AA	19	19	95	9	115	-	100,5	70
MTR-AC-100-3S-AB		+0,015/+0,002	+0,019/-0,009					
MTR-AC-100-3S-GA	19	24	95	9	115	-	100,5	70
MTR-AC-100-3S-GB		+0,015/+0,002	+0,013/-0,009					
MTR-AC-100-5S-AA	19	19	95	9	115	-	100,5	70
MTR-AC-100-5S-AB		+0,015/+0,002	+0,013/-0,009					
MTR-AC-100-5S-GA	19	24	95	9	115	-	100,5	70
MTR-AC-100-5S-GB		+0,015/+0,002	+0,019/-0,009					

Tipo	H3	L1	L2	L3	L4	L5	L6	L7	T1
MTR-AC-55-3S-AA	32,5	147,4	20	2,5 ±0,05	9	31	-	-	-
MTR-AC-55-3S-AB		164,4				48			
MTR-AC-55-3S-GA	32,5	147,4	35 ±0,7	3 ±0,2	-	31	106,5	30 ±0,2	8
MTR-AC-55-3S-GB		164,4				48			
MTR-AC-70-3S-AA	32,5	139,8	22,7	2,5 -0,1	9	35	-	-	-
MTR-AC-70-3S-AB		161,8				57			
MTR-AC-70-3S-GA	32,5	139,8	23 ±0,4	4 -0,1	7	35	115,5 +0,8/-0,5	19 ±0,3	-
MTR-AC-70-3S-GB		161,8				57			
MTR-AC-100-3S-AA	32,5	171,2	40	3	9,8	37,9	-	-	-
MTR-AC-100-3S-AB		192,3				59			
MTR-AC-100-3S-GA	32,5	241,6	40	3	6,8	37,9	-	-	-
MTR-AC-100-3S-GB		262,7				59			
MTR-AC-100-5S-AA	32,5	273,2	40	3	9,8	37,9	-	-	-
MTR-AC-100-5S-AB		294,3				59			
MTR-AC-100-5S-GA	32,5	344,2	40	3	6,8	37,9	-	-	-
MTR-AC-100-5S-GB		365,3				59			

11. CONCLUSIONES

- De acuerdo a las características físicas más relevantes que debía cumplir el actuador, como lo son la potencia el peso y su precisión para posicionarse se seleccionó el SERVOMOTOR MTR-AC-55-3S-AA – 526723 de FESTO.
- Basándose en el modelo matemático del cohete que se estableció, se determinó la estrategia de control mas adecuada, la lógica difusa.
- Después de determinar la estrategia de control se desarrolló el algoritmo de control, que determina el ángulo en el cual deben posicionarse los servomotores.
- Se desarrolló un modelo matemático del cohete el cual permite hacer un análisis de su dinámica, teniendo en cuenta la variación de la masa.
- La metodología de diseño mecatrónico en una de sus etapas mas importantes, la selección de conceptos, permitió desarrollar el mejor concepto.
- El diseño de sistema de control para motores de posicionamiento de tobera se realizó con éxito, obteniendo como resultado unos márgenes de error mínimos, para los ángulos de posicionamiento.

BIBLIOGRAFIA

ALONSO, Marcelo; FINN, Edgard J. Física volumen 1. Mecánica, 3 ed. Mexico D F: Pearson, 1976. 451 p.

BEER, Ferdinand; RUSSELL, E. Mecánica Vectorial para ingenieros. Estática, 6 ed. Madrid: McGraw Hill, 1997. 599 p.

BONIFACIO, Martin del Brío. Redes Neuronales y Sistemas Difusos. 4 ed. Madrid: Alfaomega, 2006. 404 p.

ENTREVISTA con Jaime Armando Aguilar, Director del CITA Fuerza Aérea Colombiana. Cali, 25 de junio de 2007.

ENTREVISTA con Roberto Soto, Docente Universidad Autónoma de Occidente. Cali, 10 de agosto de 2007.

ENTREVISTA con José Joaquín vivas, Decano facultad de ciencias básicas Universidad Autónoma de Occidente. Cali, 16 de octubre de 2007.

Festo: productos [en línea]. Berlín: Festo AG & Co. KG, 2008. [Consultado 29 de enero de 2008]. Disponible en Internet:

https://enep.festo.com/irj/servlet/prt/portal/prtroot/festo.guest?NavigationTarget=ROLES://portal_content/com.festo.portal.sap40/v/cr/ssp/rl/com.festo.portal.sap40.v.cr.ssp.rl.ssp_pub/com.festo.portal.sap40.v.cr.ssp.ws.gnt_ssp_1/sho/cat/com.festo.portal.sap40.v.cr.ssp.iv.cat.cat&j_user=ano_ep_customer_co

Física con ordenador: Curso Interactivo de Física en Internet [en línea]. Madrid: Ángel Franco García, 2006. [Consultado 15 de julio de 2007]. Disponible en Internet:

<http://www.sc.ehu.es/sbweb/fisica/dinamica/perfecto/perfecto.htm>

OGATA, Katsuhiko. Ingeniería de control moderno. 2 ed. Mexico D F: Prentice Hall, 1993. 1020 p.

OGATA, Katsuhiko. Dinámica de sistemas. 1 ed. Mexico D F: Prentice Hall, 1987. 607 p.

SERWAY, A. Raymond; BEICHNER, J. Robert. Física para ciencias e ingeniería, Tomo I. 5 ed. Mexico D F: Mc Graw-Hill 2002. 705 p.

Wikipedia: la enciclopedia libre [en línea]. Florida: Wikimedia Foundation, 2006. [Consultado 02 de agosto de 2007]. Disponible en Internet: <http://es.wikipedia.org/wiki/Portada>

ANEXOS

Anexo A. Controladores SEC-AC para servomotores

Este controlador incluye el regulador servo y el control de posicionamiento. Es especialmente apropiado para el funcionamiento con los servomotores MTR-AC de Festo.

Figura 57. Controladores SEC-AC



Informaciones sobre el funcionamiento. 4 modos de funcionamiento.

- Regulación del momento de giro (regulación de la corriente)
- Regulación de las revoluciones
- Regulación de la posición: control del posicionamiento
- Regulación de la posición: funcionamiento sincronizado (master-slave; transmisión electrónica, etc.)

Características especiales. Es posible cambiar de función durante el funcionamiento sin que por ello se produzcan inestabilidades o errores

Tareas configurables. Ajuste indistinto de los siguientes parámetros.

- Posición, absoluta o relativa
- Velocidad
- Aceleración
- Retardo
- Movimientos escalonados (cambio de velocidad durante la operación de posicionamiento)
- Activación de las salidas durante la operación de posicionamiento

Características en función de stop.

- Si se avanza hacia un detector de final de carrera, el motor frena en función de una rampa definida previamente y se detiene en la posición de regulación correspondiente
- Si durante el movimiento se habilita la función de activación, el motor frena en función de una rampa previamente definida y en $n = 0$ no tiene momento alguno

Puesta en funcionamiento rápida y sencilla.

- Software para PC y Windows
- Parámetros del eje optimizados para toda la gama de ejes de Festo
- Para motores de otras marcas mediante regulación automática de la corriente e identificación del resolver

Informaciones sobre el hardware. 10 entradas digitales separadas galvánicamente (12 ... 30 V).

- 4 entradas para elección de las tareas.
- 1 entrada de inicio para la tarea de posicionamiento elegida.
- 2 entradas para detectores de final de carrera: uno como referencia, configuración conjunta de NA y NC.
- 1 entrada para el funcionamiento sincronizado.
- 2 entradas de activación de los pasos finales y del regulador.
- 1 entrada para alta velocidad.

Salidas digitales separadas galvánicamente (24 V, externo).

- 1 salida para la notificación “preparado para el funcionamiento”.
- 1 salida para el freno.
- 3 salidas libremente programables.

Tabla 23. Datos eléctricos generales

Datos eléctricos generales		
	SEC-AC-305	SEC-AC-508
Tensión nominal de funcionamiento U_{nom} [V AC]	1 x 230 (-15 ... +20%)	3 x 400 (-15 ... +20%)
Frecuencia de la red [Hz]	50 ... 60	
Consumo de corriente con 24 V DC sin freno [A]	Aprox. 0,35	Aprox. 0,45
Potencia nominal / Potencia máxima [VA]	1000/3000	4000/9000 t_{max} 2s con ventilador adicional
Tensión entre circuitos [V DC]	Máx. 340	Máx. 680
Corriente nominal / corriente máxima por fase [Aeff]	5/10	8/16
Duración máxima de la corriente máxima [s]	10	2
Corte del freno integrado con resistencia de frenado [Ω]	100	150
Impulsos de potencia [kVA]	1,3	3,2
Entradas de valores nominales para giros y corriente	2 entradas diferenciales, programables por separado, de ± 10 V, $R_i = 20$ KΩ, Offset Adjust $\pm 0,1$ V, interface RS232	
Salidas de supervisión (puntos de medición)	2 salidas analógicas con resolución de 8 Bit en X1 ± 10 V de tensión de salida, anticortocircuitaje	
Entradas lógicas	10 entradas digitales para el control de regulación y posicionamiento, separación galvánica 12 ... 30 V	
Salidas lógicas	5 salidas digitales, tres de ellas libremente configurables, separación galvánica 24 V, 100 mA	
Interfaces serie	RS232	Interface V24: Para la programación y puesta en funcionamiento con un PC y para conectar cualquier tipo de unidad de control. Acceso a todas las funciones a través de esta interface (9 600 ... 57 600 Bits/s)
	RS422 Salida	Simulación de codificador 1024 ppr para retroalimentación del valor nominal en funcionamiento como regulador de la velocidad de giro. Definición del valor nominal para equipos conectados detrás en funcionamiento master-slave.
	RS422 Entrada	Señal de entrada del codificador 1024 ppr en funcionamiento con regulación de la velocidad de giro. Valor nominal del slave en funcionamiento master-slave.

Tabla 24. Condiciones de funcionamiento y del entorno

Condiciones de funcionamiento y del entorno		
	SEC-AC-305	SEC-AC-508
Temperatura ambiente [°C]	0 ... +50	
Pesos [kg]	2,5	2,7
Tipo de protección según DIN 40050/IEC 144	IP20	
Filtro de red	Integrado	
Marcado CE (ver declaración de conformidad)	Según directiva UE para CEM	

Figura 58. Plano del controlador de motor

